

Una descrizione fisica del volo

David Anderson, *Fermi National Accelerator Laboratory*, dfa180@aol.com
Scott Eberhardt, *Dept. of Aeronautics and Astronautics, Univ. of Washington, Seattle WA 98195-2400*, scott@aa.washington.edu

Traduzione dall'inglese di Silvia Pugliese Jona per "La Fisica nella Scuola", n°2, aprile-giugno 2006

1. Introduzione

Ai nostri giorni moltissime persone hanno avuto occasione di volare in aeroplano. Molti si domandano cos'è che permette agli aeroplani di volare. Spesso ricevono risposte fuorvianti o addirittura completamente errate. Speriamo che le risposte che daremo qui aiutino a chiarire le idee sulle cause della portanza e che possiate utilizzarle se qualcuno dovesse chiedervi spiegazioni in proposito. Vi mostreremo che conviene partire dalle leggi di Newton e non dal principio di Bernoulli su cui si fonda la spiegazione studiata dalla maggior parte di noi. Questa spiegazione è, a dir poco, fuorviante: infatti la portanza è prodotta da aria che, da sopra l'ala, viene deviata verso il basso.

Cominciamo con definire i tre modi di descrivere la portanza riportate in libri di testo e in manuali di addestramento al volo. Il primo, usato dagli ingegneri aeronautici, è la descrizione aerodinamica matematica. Essa permette per esempio di determinare la portanza di un'ala mediante simulazioni su computer in cui, applicando un concetto matematico complicato chiamato "circolazione", si calcola l'accelerazione subita dall'aria. La circolazione, che quantifica il fenomeno fisico (che si manifesta nel riferimento dell'aereo) della rotazione dell'aria intorno all'ala, è un utile strumento matematico ma non si presta a formare una comprensione intuitiva di perché l'aereo vola.

Il secondo modo è la descrizione comune e si basa sul principio di Bernoulli. Ha il vantaggio di essere facile da capire e infatti, da molti anni, è la più frequentemente insegnata. Per la sua semplicità è anche quella riportata da molti manuali d'addestramento. Ha il difetto di ipotizzare un "principio di uguale tempo di percorrenza", ossia l'idea che la velocità relativa dell'aria lungo la faccia superiore dell'ala è più elevata perché la distanza da percorrere è maggiore. Questa descrizione focalizza l'attenzione sulla forma dell'ala e non spiega fenomeni come il volo rovesciato, la potenza occorrente per volare, l'effetto della vicinanza del suolo a volo radente e la dipendenza della portanza dall'angolo d'incidenza dell'ala.

La terza descrizione, che noi qui propugniamo, è la descrizione fisica della portanza basata principalmente sulle tre leggi della dinamica e su un fenomeno noto come "effetto Coanda". Essa è particolarmente utile per capire non solo i fenomeni che rendono possibile il volo ma anche le relazioni tra grandezze significative come, per esempio, la dipendenza della potenza dal carico alare¹ o la dipendenza della velocità di stallo dall'altitudine. Fornisce strumenti per stimare la portanza in modo veloce e approssimato (i cosiddetti calcoli "sul retro della busta") ed inoltre promuove l'acquisizione di una comprensione intuitiva del volo, utilissima ai piloti quando guidano un aeroplano.

2. La "descrizione comune" della portanza

Agli studenti di fisica e di aerodinamica s'insegna che gli aerei volano a causa del principio di Bernoulli, che afferma che quando la velocità dell'aria aumenta la sua pressione diminuisce. (Di fatto ciò non è sempre vero. Nonostante l'aria scorra veloce sulla presa statica dell'aereo, l'altimetro

¹ NdT: Il carico alare è la risultante del peso del velivolo (e di ciò che trasporta) e delle forze dovute ad accelerazioni normali alla superficie delle ali, per esempio le forze centripete in virata.

ne misura correttamente l'altitudine.²⁾ La motivazione addotta è che la portanza è dovuta al fatto che l'aria fluisce più velocemente sopra l'ala che sotto, generandovi una zona di minor pressione. Questa spiegazione soddisfa la curiosità dei più e pochi la pongono in dubbio. I più curiosi potrebbero voler capire perché l'aria che passa di sopra è più veloce: proprio questo è il punto debole della spiegazione.

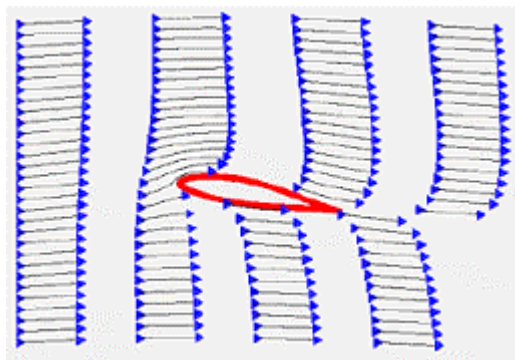
Per giustificare la maggiore velocità dell'aria si ricorre alla geometria, dicendo che la velocità è in relazione alla distanza che l'aria percorre. Si dice che dopo essersi separati sul bordo anteriore dell'ala i due flussi d'aria - quello che passa sopra e quello che passa sotto - devono tornare a riunirsi in corrispondenza del bordo posteriore. È il cosiddetto "principio degli uguali tempi di transito".

Cerchiamo di capire quanto siano realistici i calcoli basati sulla descrizione comune. Consideriamo un esempio concreto: il Cessna 172, un piccolo aereo a quattro posti, ad ala alta, abbastanza diffuso. A pieno carico le ali devono sostenere una massa di circa 1050 kg. Il percorso lungo la faccia superiore dell'ala è dell'1,5% maggiore del percorso lungo la faccia inferiore. Applicando la descrizione comune, alla velocità di circa 100 km/h (che per questo aeroplano è "volo lento") l'ala produrrebbe solo il 2% della portanza richiesta. I calcoli portano a concludere che per sviluppare una portanza sufficiente la velocità dell'aereo deve superare i 640 km/h, e se calcoliamo la differenza tra i due percorsi lungo il profilo dell'ala che consentirebbe di sostenere il velivolo in condizioni di volo lento troviamo che dev'essere pari al 50%. L'ala dovrebbe essere spessa quasi quanto è larga.

Ma chi lo dice che i due flussi devono rincontrarsi nello stesso istante al bordo posteriore? La figura 1 mostra come si muove l'aria intorno a un'ala in una galleria del vento simulata. Nella simulazione s'introducono nella galleria sbuffi di fumo ad uguali intervalli di tempo. L'aria che passa sopra il profilo alare raggiunge il bordo posteriore apprezzabilmente prima di quella che passa sotto. L'accelerazione di quest'aria è molto maggiore di quella prevista dall'ipotesi dell'uguale tempo di transito. Inoltre, un esame attento rivela che l'aria che passa radente sotto l'ala ritarda rispetto all'aria sottostante che fluisce liberamente. Il principio degli uguali tempi di transito varrebbe solo per ali con portanza zero.

Fig 1

Simulazione del flusso d'aria intorno a un'ala in una galleria del vento con "fumo".



La spiegazione comune implica l'impossibilità del volo rovesciato. Non è applicabile ai velivoli acrobatici, le cui ali sono simmetriche (ugual profilo sopra e sotto), né spiega come fa l'ala ad adeguarsi alle notevoli variazioni di carico che deve sopportare, per esempio, in uscita da una picchiata o percorrendo una curva stretta.

² NdT: I dati sull'altitudine, sulla velocità di salita o discesa e sulla velocità rispetto all'aria si ricavano da misure di pressione, effettuate attraverso aperture chiamate "prese". La presa statica è un'apertura laterale, normale alla direzione di volo dell'aereo, che coglie la pressione atmosferica locale utile a determinare l'altitudine. La presa dinamica è un'apertura parallela al verso del moto dell'aereo e coglie la somma della pressione atmosferica e della pressione di arresto dell'aria. Dal confronto delle due pressioni si ricava la velocità del velivolo rispetto all'aria.

La spiegazione comune ha resistito tanto a lungo perché il principio di Bernoulli è facile da capire. Non c'è nulla di sbagliato nel principio in sé, né con l'affermazione che l'aria che passa sopra l'ala va più veloce, ma le considerazioni sopra esposte suggeriscono che esso non riesce a spiegare compiutamente il fenomeno: con il solo principio di Bernoulli viene a mancare un pezzo vitale, infatti conoscendo le velocità possiamo calcolare le pressioni sopra e sotto l'ala, ma come si determinano le velocità? Presto vedremo che sopra l'ala *l'aria accelera perché la pressione si riduce*, e non il viceversa.

Un altro difetto importante della spiegazione comune è che ignora completamente il lavoro compiuto. La portanza richiede potenza (lavoro fratto tempo). Vedremo nel seguito che la comprensione degli aspetti energetici è chiave essenziale per capire molti interessanti fenomeni legati alla portanza.

3. La portanza e le leggi di Newton

Come si genera dunque la portanza di un'ala? Richiamiamo la prima e la terza legge della dinamica (la seconda ci servirà tra un po'). La prima legge, *un corpo in quiete rimarrà in quiete e un corpo in moto continuerà il suo moto in linea retta se non soggetti ad una forza esterna*, dice che per far cambiare direzione ad un flusso d'aria o per metterla in moto se inizialmente era in quiete, occorre applicare una forza. La terza legge dice che *ogni azione è accompagnata da una reazione opposta e di uguale intensità*. Per esempio, un corpo appoggiato su un tavolo esercita una forza sul tavolo d'intensità pari al suo peso e il tavolo che lo sostiene esercita su di esso una forza opposta a questa. Per avere portanza l'ala deve agire sull'aria: per fissare le idee possiamo etichettare ciò che l'ala fa all'aria come azione e la portanza che ne risulta come reazione.

Confrontiamo tra loro due illustrazioni dell'andamento dei filetti d'aria intorno ad un profilo alare. Nella figura 2 l'aria impatta orizzontalmente sull'ala, s'incurva intorno ad essa e l'abbandona di nuovo in direzione orizzontale. Figure di questo tipo s'incontrano comunemente anche nei manuali di volo. L'aria abbandona l'ala esattamente nelle stesse condizioni in cui l'aveva incontrata. Nessun'azione netta sull'aria, nessuna portanza! Nella figura 3 l'aria che abbandona l'ala è diretta verso il basso. La prima legge dice che perché ciò avvenga occorre una forza (l'azione) e la terza legge dice che sull'ala deve agire una forza opposta diretta verso l'alto (la reazione). Per generare portanza l'ala deve deviare verso il basso una grande quantità d'aria. Nella figura 3 i filetti sono disegnati correttamente.

Fig 2

Illustrazione comune del flusso d'aria intorno a un'ala. Quest'ala è priva di portanza.



Fig 3

Effettivo andamento del flusso d'aria intorno a un'ala, che mostra le deviazioni verso l'alto e verso il basso.

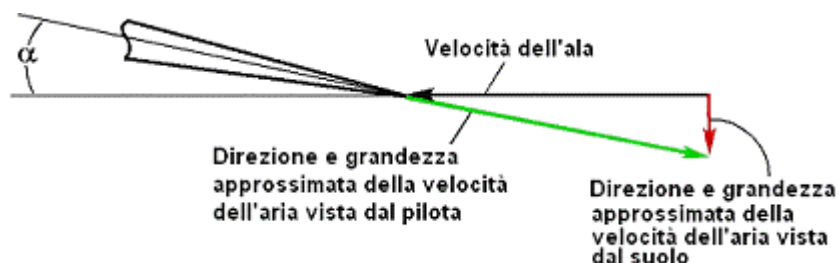


La portanza dell'ala è strettamente connessa alla variazione della quantità di moto $massa \times velocità$ (mv) dell'aria spinta verso il basso. Si può riformulare la seconda legge della dinamica $F = ma$ (cioè $forza = massa \times accelerazione$) per renderla meglio applicabile al nostro caso: *La portanza di un'ala è proporzionale alla massa dell'aria deviata verso il basso moltiplicata per la componente verticale della velocità di quell'aria*. Più semplice di così! Per aumentare la portanza dell'ala si può o deviare una maggiore quantità d'aria o aumentare la componente verticale della sua velocità in uscita dall'ala, indicata nella figura 3 con la parola “downwash”.³

La figura 4 mostra com'è visto il flusso dell'aria in uscita dall'ala nel riferimento dell'aereo (o nella galleria del vento) e com'è visto da un osservatore al suolo sorvolato dall'aereo. Per il pilota l'aria abbandona l'ala con un'inclinazione non molto diversa dall'angolo d'incidenza e con una velocità non molto diversa da quella dell'aereo. L'osservatore al suolo vede invece una velocità verso il basso, prossima alla verticale, di valore relativamente modesto. Aumentando l'angolo d'incidenza aumenta la componente verticale della velocità dell'aria. Similmente, a parità di angolo d'incidenza, tale componente aumenta aumentando la velocità orizzontale dell'ala. I due contributi - angolo d'incidenza e velocità orizzontale - contribuiscono ad aumentare la velocità verticale dell'aria (indicata nella figura con il vettore diretto in giù) e quindi ad aumentare la portanza.

Fig 4

La velocità d'uscita dell'aria dall'ala vista dal pilota dell'aereo e da un osservatore al suolo



L'aria che nel riferimento del suolo si allontana dall'ala dell'aereo in direzione quasi verticale non è sostanzialmente diversa dal compatto flusso cilindrico d'aria che si forma dietro un'elica, davanti a un ventilatore o sotto il rotore di un elicottero, le cui pale sono assimilabili ad ali rotanti. Se le pale espellessero l'aria a un angolo apprezzabile rispetto al loro asse di rotazione l'aria spazzerebbe un volume conico anziché cilindrico. Queste analogie confermano la conclusione che l'ala procura portanza trasferendo quantità di moto all'aria. Se il velivolo sta viaggiando ad altitudine costante e non sta compiendo una curva la quantità di moto trasferita all'aria è infine trasferita al suolo. Se l'aereo sorvolasse una (enorme) bilancia, la bilancia potrebbe pesarlo.

Cerchiamo di stimare quale massa d'aria debba essere deviata da un'ala per sostenere un aereo. Riprendiamo in esame un Cessna 172 di massa circa 1050 kg, che viaggia alla velocità di 220 km/h. Se si suppone che l'angolo d'incidenza delle ali sia 5° si trova che l'aria esce dall'ala con la velocità verticale di circa 18 km/h. Assumendo che la componente verticale *media* della velocità dell'aria deviata sia metà di questo valore, applicando la seconda legge di Newton troviamo che l'ala deve deviare più di 4 tonnellate d'aria al secondo. Un Cessna 172 in condizioni di volo normale devia dunque ogni secondo una massa d'aria più che quattro volte la sua. Pensate quant'aria deve deviare al decollo un aereo passeggeri da 250 tonnellate!

La necessità di coinvolgere una così grande massa d'aria è un forte argomento contro l'idea implicita nella spiegazione comune che la portanza sia causata da un fenomeno di superficie (cioè che sia generata solo in un piccolo strato d'aria prossimo alle superfici dell'ala). Infatti, poiché la

³ NdT: In italiano non esistono termini tecnici corrispondenti agli inglesi “upwash” e “downwash” che indicano, rispettivamente, l'ascesa dell'aria che impatta sul bordo anteriore e la discesa dell'aria che esce dal bordo posteriore dell'ala. Nel resto di questo articolo si manterranno i termini inglesi ogniqualvolta motivi di brevità lo consiglino.

densità dell'aria al livello del mare è circa 1 kg/m^3 , per poterne deviare in ogni secondo una tale massa l'ala del Cessna deve agire sull'aria contenuta in un volume che la sovrasta per un'altezza di circa 7 metri. La figura 5 illustra l'effetto prodotto dall'aria deviata verso il basso su un banco di nebbia sorvolato da un velivolo a volo radente.



Fig 5

Aria deviata verso il basso e vorticosità prodotte dalle ali nella nebbia. (Foto Paul Bowen, per gentile concessione di Cessna Aircraft, Co.)

Come può una sottile ala deviare tanta aria? Come vedremo meglio nel prossimo paragrafo, alla base del fenomeno c'è la viscosità dell'aria che fa sì che i successivi filetti fluidi al di sopra dell'ala interagiscano tra loro. Infatti l'aria che è a contatto con l'ala, scendendo lungo l'ala stessa, tende a produrre un vuoto sopra di sé in conseguenza del quale anche il secondo filetto scende e così via, con curvature sempre meno pronunciate (e depressioni sempre più deboli) fino all'altezza dove l'aria è indisturbata. La depressione sopra l'ala non è quindi conseguenza della velocità relativa tra l'ala e l'aria, ma dell'accelerazione verso il basso che l'aria subisce.

Come mostra la figura 3, in corrispondenza del bordo anteriore dell'ala l'aria risale. Il fatto che lo spostamento in avanti dell'ala produca anche una deviazione verso l'alto complica il quadro. Infatti la risalita genera una deportanza e per compensarne l'effetto una maggior quantità di aria dev'essere deviata in giù. Riprenderemo questo punto quando discuteremo l'effetto suolo.

Fig 6

Moti dell'aria intorno a un'ala visti da un osservatore al suolo.



Di solito il comportamento dell'aria che scorre sull'ala viene studiato nel riferimento del pilota, per il quale l'ala è in quiete ed è l'aria a muoversi, mentre un osservatore al suolo vedrebbe un flusso d'aria che scende in direzione pressoché verticale. Ma cosa succede all'aria che passa sotto l'ala? Per capirlo conviene mettersi nel riferimento del suolo. La figura 6 rappresenta un'istantanea delle velocità delle molecole d'aria intorno all'ala in movimento, nel riferimento dell'aria. A un istante successivo il vettore "1" diventa vettore "2" e così via. Davanti all'ala la velocità dell'aria ha una componente verso l'alto, dietro ha una componente verso il basso. L'aria che si trova sopra l'ala accelera decisamente verso il bordo posteriore; quella che sta sotto ha una piccola velocità in avanti.

Quali le cause di questo schema di circolazione? Diciamo innanzitutto che a basse velocità di volo l'aria può essere trattata come un fluido incompressibile: il suo volume non può cambiare e non devono crearsi vuoti. Ma poiché sopra l'ala si è prodotta una diminuzione di pressione, altra aria (che poi sarà espulsa verso il basso dietro) viene succhiata da davanti. Di conseguenza una certa quantità d'aria gira intorno all'ala da sotto per andare a riempire il vuoto lasciato da quest'aria. Il fenomeno è simile alla circolazione d'acqua che si verifica intorno alla pala di un remo o pagaia.

Come l'acqua che circola intorno alla pala non produce forza motrice, così l'aria che circola intorno all'ala non produce portanza. Però la portanza è proporzionale alla quantità di aria che circola e quantificando la circolazione si può calcolare la portanza.

La figura 6 mostra che la faccia superiore dell'ala muove molta più aria della faccia inferiore perciò dal punto di vista progettuale la faccia superiore è quella più critica. Per questo motivo gli aerei possono trasportare carichi esterni, per esempio serbatoi supplementari, appesi sotto le ali ma non sopra dove interferirebbero con il flusso dell'aria, ed è ancora per questo che le strutture di rinforzo delle ali possono sporgere inferiormente ma, storicamente, non sono quasi mai state fatte sporgere di sopra. Qualsiasi sporgenza sopra l'ala può ridurre la portanza.

4. Effetto Coanda

È ovvio chiedersi per quale meccanismo l'aria devia verso il basso. Venendo in contatto con una superficie curva i fluidi in movimento - aria o acqua - tendono a seguirne la curvatura. Ciò si dimostra facilmente avvicinando un bicchiere orizzontale ad un filo d'acqua che scende da un rubinetto. Quando l'acqua sfiora il bicchiere, invece di cadere dritta ci si avvolge intorno come in figura 7. La tendenza dei fluidi a seguire la curvatura delle superfici è detta "effetto Coanda". La prima legge della dinamica dice che per incurvare la traiettoria del fluido occorre una forza. La terza legge dice che il fluido deve esercitare sulla superficie una forza opposta.

Fig 7
Effetto Coanda



Il fenomeno è dovuto alla viscosità del fluido: la resistenza allo scorrimento che conferisce all'aria un certo grado di "appiccicosità". La viscosità dell'aria è molto piccola ma purtuttavia sufficiente a far sì che le molecole tendano a restare attaccate alla superficie, in corrispondenza della quale la velocità relativa tra l'aria e il corpo che essa lambisce è nulla. (Questo è anche il motivo per cui con un getto d'acqua non si riesce a togliere la polvere dalla carrozzeria di un'automobile.) Lo strato d'aria che aderisce alla superficie dell'ala è detto "strato limite" e, anche per ali di grandi dimensioni, il suo spessore non supera 2 cm; ma poiché le forze che fanno incurvare gli strati fluidi sono forze di taglio, il fluido riesce a seguire la superficie solo finché la curvatura non è troppo pronunciata.⁴ La velocità relativa all'ala dei successivi strati fluidi che la sovrastano cresce con la distanza e raggiunge il suo valore massimo dove l'aria è talmente lontana dall'ala da non esserne più disturbata.

Torniamo a guardare la figura 3. L'intensità delle forze che agiscono sull'aria (e sull'ala) deve crescere in proporzione inversa al raggio di curvatura della superficie. Possiamo osservare che la maggior parte della portanza è generata nella parte anteriore dell'ala: tipicamente nel primo quarto della sua larghezza.

⁴NdT: Come si vedrà nel prossimo paragrafo, al di sopra di un certo angolo d'incidenza il distacco dell'aria fa diminuire la portanza. L'aereo può andare in stallo.

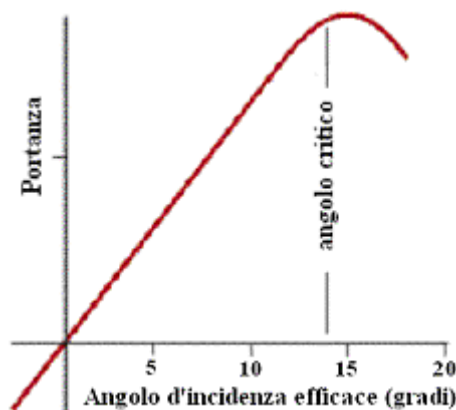
5. La portanza in funzione dell'angolo d'incidenza

Esistono molti tipi di ali: tradizionali, simmetriche, per volo rovesciato; le ali dei primi biplani somigliavano a tavole incurvate e si sono anche viste ali piane, prive di curvatura. Tutte queste ali spingono aria verso il basso o, più precisamente, la tirano giù da sopra (sebbene nelle primissime ali ci fosse un contributo non trascurabile dovuto alla forma della faccia inferiore). La proprietà comune a tutte le ali è il fatto di essere inclinate rispetto all'aria che le investe. L'inclinazione rispetto all'orizzontale o angolo d'incidenza è il parametro principale per calcolare la portanza.

Per meglio capirne l'importanza è utile definire l'angolo d'incidenza "efficace", che si misura ponendo uguale a zero l'angolo che genera una portanza nulla. Come si vede nella figura 8, per piccoli angoli la portanza è direttamente proporzionale all'angolo efficace. Questa relazione vale per ali di qualsiasi forma: l'ala di un 747 come un'ala rovesciata come una mano sporta fuori dal finestrino di un'automobile. Il funzionamento di un'ala rovesciata si spiega ricorrendo all'angolo d'incidenza, cosa che la spiegazione comune della portanza non dice. I piloti regolano l'angolo d'incidenza in funzione della velocità del mezzo e dell'entità del carico. L'angolo d'incidenza influisce sulla portanza più della forma del profilo alare, che invece è importante perché influisce sulle condizioni di stallo e sulla resistenza del mezzo alle alte velocità.

Tipicamente, al di sopra di un angolo critico di circa 15° la portanza decresce. Poiché la forza occorrente per far compiere all'aria una deflessione così pronunciata è più intensa di quella trasmissibile dalla viscosità, l'aria comincia a staccarsi dalla superficie superiore dell'ala e il velivolo va in stallo.

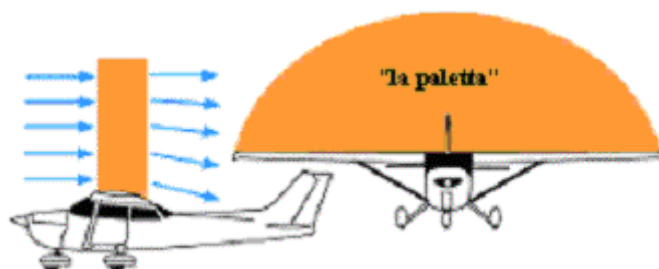
Fig 8
Portanza in funzione
dell'angolo d'incidenza
efficace.



6. L'ala fa da "paletta"

Introduciamo ora una nuova immagine mentale dell'ala. Siamo abituati a pensarla come una lama sottile che taglia l'aria e genera portanza quasi per magia. Vorremmo che cominciaste a pensarla come una specie di paletta che raccoglie una certa quantità di aria e la devia dalla direzione orizzontale ad una direzione prossima all'angolo d'incidenza, come mostra la figura 9. Per gli aeroplani più comuni si può dire che la paletta spazza un'area di forma circa semiellittica per una profondità che è circa uguale alla larghezza dell'ala. La portanza, che è direttamente proporzionale alla quantità di aria deviata, è dunque anche direttamente proporzionale all'area della superficie alare.

Fig 9
L'ala come paletta.



Quando la velocità dell'aereo cresce, cresce anche la quantità di aria deviata dalla paletta e ciò farebbe aumentare la portanza. Poiché il carico non cambia ciò non è desiderabile: per compensare si riduce la componente verticale della velocità dell'aria riducendo l'angolo d'incidenza. All'aumentare dell'altitudine, invece, la densità dell'aria diminuisce e con essa la massa d'aria deviata. Per compensare, a parità di velocità dell'aereo l'angolo d'incidenza deve aumentare. La spiegazione comune della portanza non aiuta a capire il motivo di queste manovre.

7. Produrre portanza richiede potenza

Un aereo che vola trasferisce energia cinetica all'aria che, inizialmente in quiete, viene deviata verso il basso. Questo richiede di compiere un certo lavoro in un tempo adeguato e quindi un'adeguata potenza. La potenza è fornita dai motori del velivolo (o, per gli alianti, dalle termiche e dal campo di gravità).

Quanta potenza occorre per volare? Un proiettile di massa m sparato alla velocità v acquista l'energia $\frac{1}{2}mv^2$. Mentre la portanza è proporzionale alla massa d'aria deviata moltiplicata per la componente verticale della velocità, l'energia ceduta dall'ala all'aria è proporzionale alla massa d'aria deviata moltiplicata per il quadrato di tale componente. Ne deriva che *la potenza occorrente per tenere su un aeroplano è proporzionale al carico (cioè al suo peso) moltiplicato per la componente verticale della velocità dell'aria deviata*. Poiché quando la velocità dell'aereo raddoppia raddoppia anche la massa d'aria deviata verso il basso, per mantenere invariata la portanza si riduce l'angolo d'incidenza in modo da dimezzarne la componente verticale della velocità. Ne consegue che la potenza occorrente per tener su il velivolo si dimezza. Dunque questa potenza decresce al crescere della velocità: è, infatti, inversamente proporzionale alla velocità dell'aeroplano.

In realtà per volare più in fretta occorre maggiore potenza. La potenza spesa per generare portanza, spesso indicata come "potenza indotta", non esaurisce il calcolo energetico. Per vincere le resistenze originate dalla necessità di portare con sé ruote, tiranti, antenna ecc. bisogna spendere altra potenza (detta "parassita"): infatti l'aereo trasferisce alle molecole d'aria che incontra sulla sua strada un'energia proporzionale al quadrato della sua velocità. Quanto maggiore la velocità dell'aereo, tanto maggiore il numero di molecole che urta nell'unità di tempo, perciò la potenza occorrente per contrastare la resistenza del mezzo risulta proporzionale al cubo della velocità dell'aeroplano.

Nella figura 10 sono tracciati gli andamenti dei grafici della potenza indotta, della potenza parassita e della somma delle due (potenza totale), da cui appare in modo evidente che la potenza indotta è inversamente proporzionale alla velocità e la potenza parassita è proporzionale al cubo della velocità. A bassa velocità l'energia è soprattutto spesa nella potenza indotta. Quanto più l'aereo è lento tanto minore è la quantità d'aria deviata e tanto maggiore dev'essere l'angolo d'incidenza per aumentare la velocità verticale di quell'aria. I piloti in addestramento si esercitano a volare sul tratto discendente della curva della potenza, un esercizio che serve a capire che per star su a velocità molto basse occorrono molta potenza e un grande angolo d'incidenza.

Alla velocità di crociera la richiesta è dominata dalla potenza parassita, che va come il cubo della velocità. Perciò, mentre un aumento della potenza dei motori può migliorare in modo significativo la velocità iniziale di salita, non può contribuire molto ad aumentare la velocità di crociera. Raddoppiando la potenza sviluppata dai motori la velocità di crociera aumenta solo di circa 25%.

Fig 10
Potenza impegnata
in funzione della
velocità.

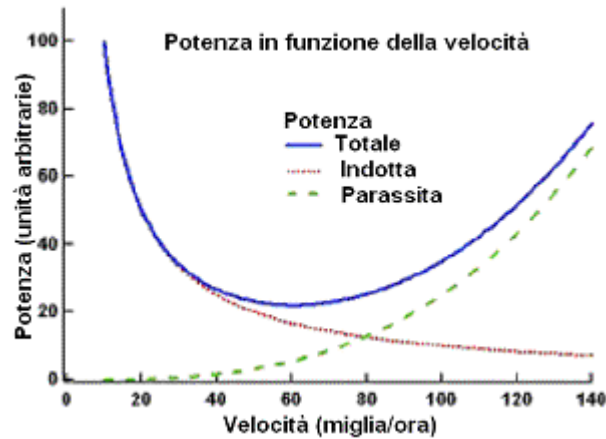
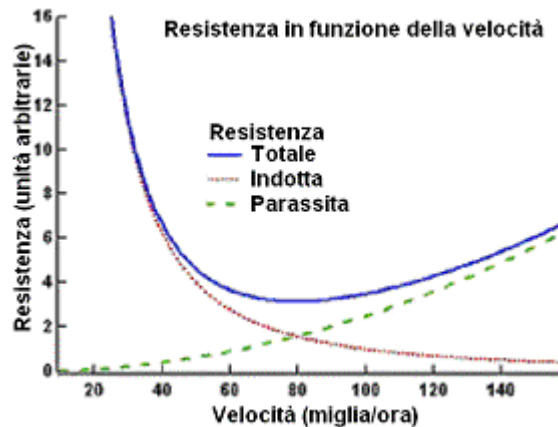


Fig 11
Resistenza
in funzione della
velocità.



Ora che sappiamo come variano le richieste di potenza con la velocità possiamo calcolare come varia la resistenza al volo incontrata dall'aereo. L'intensità della forza è infatti uguale al rapporto tra la potenza e la velocità. La figura 11 mostra, in funzione della velocità, le resistenze indotta (inversamente proporzionale al quadrato della velocità), parassita (direttamente proporzionale al quadrato della velocità) e totale. I grafici come questo danno indicazioni sugli accorgimenti da adottare quando si progettano i diversi tipi di velivoli. Nei più lenti, per esempio gli alianti, si deve cercare di minimizzare la potenza indotta, che domina a bassa velocità. L'importanza della potenza parassita cresce negli aerei a elica e diventa dominante in quelli spinti da motori a reazione.

8. Il rendimento delle ali

C'è chi ritiene erroneamente che si possa ottenere portanza senza fornire potenza. L'idea deriva dal fatto che tra gli argomenti di studio teorico delle scienze aeronautiche ci sono le sezioni alari ideali. La teoria considera ali di lunghezza infinita: poiché al crescere dell'area dell'ala diminuisce la potenza occorrente per produrre portanza, è chiaro che un'ala infinita potrebbe produrre portanza senza ricevere potenza. Ma se la portanza non richiedesse potenza gli aerei percorrerebbero le stesse distanze indipendentemente dal carico trasportato, le eliche (che sono ali rotanti) non avrebbero bisogno di potenza per produrre spinta e gli elicotteri potrebbero mantenersi in aria a qualsiasi altitudine e con qualsiasi carico. Sfortunatamente viviamo in un mondo reale, in cui portanza e spinta richiedono potenza.

Come abbiamo visto, alla velocità di crociera la resistenza sentita da un'ala di concezione moderna è dovuta soprattutto alle resistenze indotte legate alla portanza. La resistenza parassita sentita dalle ali di un Boeing 747 non è superiore a quella che sarebbe sentita da un cavo di uguale lunghezza spesso poco più di 1 cm. Da quali parametri è determinato il rendimento di un'ala? Poiché la potenza indotta è proporzionale alla velocità verticale dell'aria deviata, l'ala dev'essere progettata

in modo da deviare quanta più aria possibile per poter ridurre tale velocità agendo sull'angolo d'incidenza: per esempio, aumentando la superficie dell'ala crescerebbe la portata della paletta. Dunque, sia pure al costo di un peggioramento della resistenza parassita, l'efficienza dell'ala nel produrre portanza migliora all'aumentare della sua superficie.

Come vedremo brevemente nel paragrafo dedicato all'effetto suolo il sovraccarico sull'ala in volo in linea retta e ad altitudine costante dovuto alla risalita dell'aria in corrispondenza del suo bordo anteriore (upwash) è uguale al peso dell'aereo moltiplicato $2/AR$ dove AR , che sta per "aspect ratio" (in italiano "allungamento alare"), è il rapporto tra il quadrato della lunghezza e l'area dell'ala. Ne deriva che tra due ali di ugual area ma diverso AR quella con il maggior AR è la più efficiente.

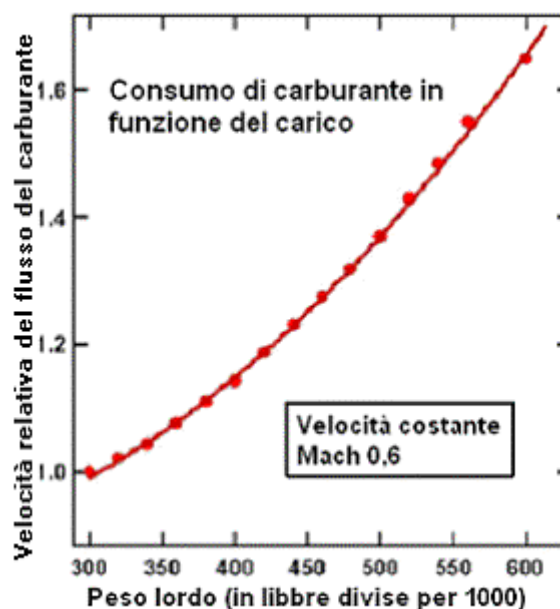
9. Potenza e carico sulle ali

Consideriamo ora la relazione che lega la potenza al carico sopportato dalle ali. A pari velocità dell'aereo ogni aumento del carico dev'essere compensato aumentando l'angolo d'incidenza in modo da imprimere all'aria una maggiore velocità verticale. Per esempio quando l'aereo compie una curva a $2g$ il carico sopportato dalle ali raddoppia: per compensare, deve raddoppiare anche la componente verticale della velocità impressa all'aria. La potenza indotta, che è direttamente proporzionale al carico e a tale velocità, quadruplica! La potenza indotta cresce dunque come il carico al quadrato.

La velocità con cui l'aereo consuma il carburante è un buon indice della potenza totale. La figura 12 è il grafico (ricavato da dati reali) del consumo in funzione del peso per un grosso aereo da trasporto che vola a velocità costante. Poiché la velocità dell'aereo non cambia, i cambiamenti nel consumo riflettono i cambiamenti nella potenza indotta. La curva di best-fit possiede un termine costante che tiene conto delle resistenze passive e un termine di secondo grado proporzionale al quadrato del carico che conferma l'andamento previsto dall'interpretazione newtoniana della relazione tra carico e potenza indotta.

Fig 12

Consumo di carburante in funzione del carico per un grosso aereo da trasporto che viaggia a velocità costante. Il consumo ad aereo vuoto è posto uguale a 1.

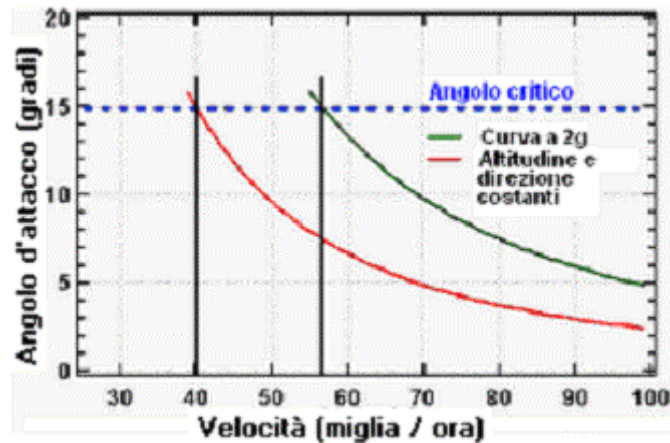


La necessità di aumentare l'angolo d'incidenza al crescere del carico, oltre ad accrescere la potenza occorrente, produce un altro effetto avverso. La figura 13 mostra il valore indipendente dal carico dell'angolo d'incidenza critico, che è quello a cui l'aereo va in stallo perché l'aria non può più mantenersi aderente alla superficie superiore dell'ala, e due diverse situazioni di volo: a carico costante in volo rettilineo e uniforme e a carico raddoppiato durante una curva a $2g$.

Mentre l'angolo critico è costante, l'angolo d'incidenza è direttamente proporzionale al carico e la velocità di stallo è proporzionale alla radice quadrata del carico. Ne consegue che aumentando il carico aumenta la velocità di stallo dell'aereo. La figura mostra che in una curva a $2g$ la velocità di stallo cresce di circa il 40%. Per curvare ad altitudini più elevate bisogna maggiormente aumentare l'angolo d'incidenza. I piloti si preparano all'eventualità esercitandosi in "stalli accelerati", dimostrando che un aereo può entrare in stallo a qualsiasi velocità perché esiste una velocità di stallo per ogni carico.

Fig 13

Angolo d'incidenza in funzione della velocità per volo a velocità e altitudine costanti e per una curva a $2g$.



10. Vorticosità alle ali

Il flusso d'aria in discesa che esce dall'ala è simile a una lamina la cui forma dettagliata dipende da com'è distribuito il carico lungo l'ala. Nella figura 14 questa distribuzione è rivelata dal vapore condensatosi durante una manovra ad alto valore di g . Essa è tutt'altro che uniforme, mostrando che le masse d'aria coinvolte differiscono nelle diverse zone dell'ala. Nei pressi dell'attacco alla carlinga le ali spostano masse d'aria molto maggiori che agli estremi. L'effetto finale dello sbilancio è che presso la carlinga l'aria si avvolge su se stessa (il motivo - il cambiamento di velocità - è analogo a quello che fa incurvare il flusso d'aria quando sormonta la faccia superiore dell'ala). Questo è il vortice alare, avvolto tanto più stretto quanto più rapidamente varia la portanza lungo l'ala. Il piccolo tratto del vortice alare che si sviluppa in corrispondenza della punta dell'ala, che è quello più facilmente osservabile, è molto stretto perché oltre la punta la portanza si azzera. I vortici alari nel flusso in discesa e presso la punta dell'ala sono chiaramente individuabili nella figura 5.

Fig 14

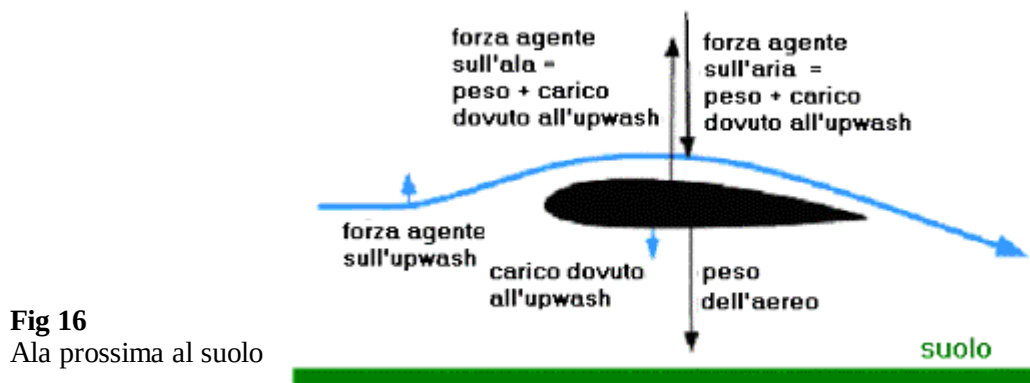
La condensazione rivela la distribuzione della portanza lungo un'ala (da "Patterns in the Sky", J.F. Campbell e J.R. Chambers, NASA SP-514.)



Per migliorare l'efficienza delle ali si possono applicare alette verticali alle punte delle ali. Le alette migliorano l'efficienza delle ali perché, bloccando la comunicazione tra le facce superiore e inferiore dell'ala, ne aumentano la lunghezza efficace, che è come aumentarne l'area efficace. Tuttavia progettare le alette è una faccenda delicata e un'aletta mal progettata produce più danno che beneficio.

11. Effetto suolo

L'effetto suolo, consistente nell'accresciuto rendimento alare che si verifica quando la distanza dal terreno è uguale o inferiore alla lunghezza dell'ala, è un altro fenomeno noto e mal compreso. In fase di atterraggio la forza agente sugli aerei con ala bassa può ridursi fino a dimezzarsi. Questo fenomeno viene anche sfruttato, per esempio, dai grandi uccelli marini che spesso volano molto vicini alla superficie dell'acqua e dai piloti che partono da campi erbosi. Molti piloti pensano che l'effetto sia dovuto ad una compressione dell'aria tra le ali e il suolo.



Per comprendere l'origine dell'effetto suolo, la figura 15 riprende in esame la risalita dell'aria al bordo anteriore dell'ala per un aereo in volo normale. L'aria devia verso l'alto e per la prima e terza legge della dinamica l'ala è soggetta ad una forza diretta verso il basso. Il carico sull'ala cresce, l'angolo d'incidenza dev'essere adeguatamente adattato e la potenza indotta aumenta. Man mano che l'aereo si avvicina al suolo la circolazione dell'aria sotto l'ala risulta viepiù ostacolata fino a cessare del tutto. Come mostra la figura 16, questo fa diminuire la portata del flusso d'aria che risale: il carico sull'ala si riduce, si deve agire sull'angolo d'incidenza riducendolo e la potenza indotta diminuisce. Il rendimento dell'ala aumenta.

Come anticipato nel paragrafo 8, il carico addizionale generato dalla risalita dell'aria è uguale al due volte il peso del velivolo fratto l'allungamento alare AR . Per la maggioranza dei piccoli aeroplani l'allungamento alare è compreso tra 7 e 8. Ne deriva che in vicinanza del suolo il carico sulle ali di un piccolo aeroplano può ridursi fino al 20% rispetto al carico in volo. La potenza indotta, che è proporzionale al quadrato del carico, si riduce notevolmente. Nel paragrafo 3 abbiamo stimato che un Cessna 172 che vola alla velocità di 220 km/h deve deviare più di 4 tonnellate d'aria al secondo per produrre la portanza necessaria, ma trascuravamo la deportanza causata dalla risalita dell'aria in corrispondenza del bordo anteriore dell'ala. Per compensare tale deportanza la massa dell'aria deviata deve aumentare e potrebbe avvicinarsi a 5 tonnellate al secondo.

Conclusioni

Riassumiamo qui di seguito ciò che abbiamo imparato e come la descrizione fisica del volo aiuta a capirne gli aspetti essenziali.

Abbiamo imparato che:

- La *massa d'aria* deviata dalle ali è proporzionale alla velocità dell'ala e alla densità dell'aria.
- La *componente verticale* della velocità dell'ala deviata è proporzionale alla velocità dell'ala e all'ampiezza dell'angolo d'incidenza.
- La *portanza* è proporzionale alla massa dell'aria deviata moltiplicata per la componente verticale della velocità di tale aria.
- La *potenza* occorrente per produrre portanza è proporzionale alla portanza moltiplicata per la componente verticale della velocità dell'aria deviata.

Vediamo ora come s'interpretano alcune possibili situazioni mettendosi dai punti di vista della descrizione fisica e della descrizione comune del volo.

- L'aeroplano rallenta. La descrizione fisica dice che, poiché la massa d'aria deviata diminuisce, per compensare bisogna aumentare l'angolo d'incidenza e anche la potenza. La descrizione comune non riesce a spiegare perché si deve fare questo.
- Il carico sulle ali aumenta. La descrizione fisica dice che la massa d'aria deviata non cambia per cui l'angolo d'incidenza deve aumentare. Allora anche la potenza aumenta. I motivi di queste azioni non si possono spiegare con la descrizione comune del volo.
- Un aereo vola rovesciato. Nessun problema con la descrizione fisica perché basta adattare l'angolo d'incidenza. La descrizione comune implica l'impossibilità del volo rovesciato.

È dunque evidente che la spiegazione popolare, polarizzata sul profilo delle ali, può sembrare soddisfacente ma non fornisce gli strumenti che aiutano a capire veramente perché si può volare. La descrizione fisica è facile da capire ed è molto più potente.

Il materiale descritto in questo articolo è tratto dal testo: David Anderson, Scott Eberhardt, "Understanding Flight", McGraw-Hill, 2001, ISBN: 0-07-136377-7



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

OVERVIEW

Flussi non viscosi

Strato limite (*Boundary Layer*)

Numero di Reynolds (*Reynolds Number*)

Gradienti di pressione *Pressure Gradients*

Flusso separato (*Separated Flow*)

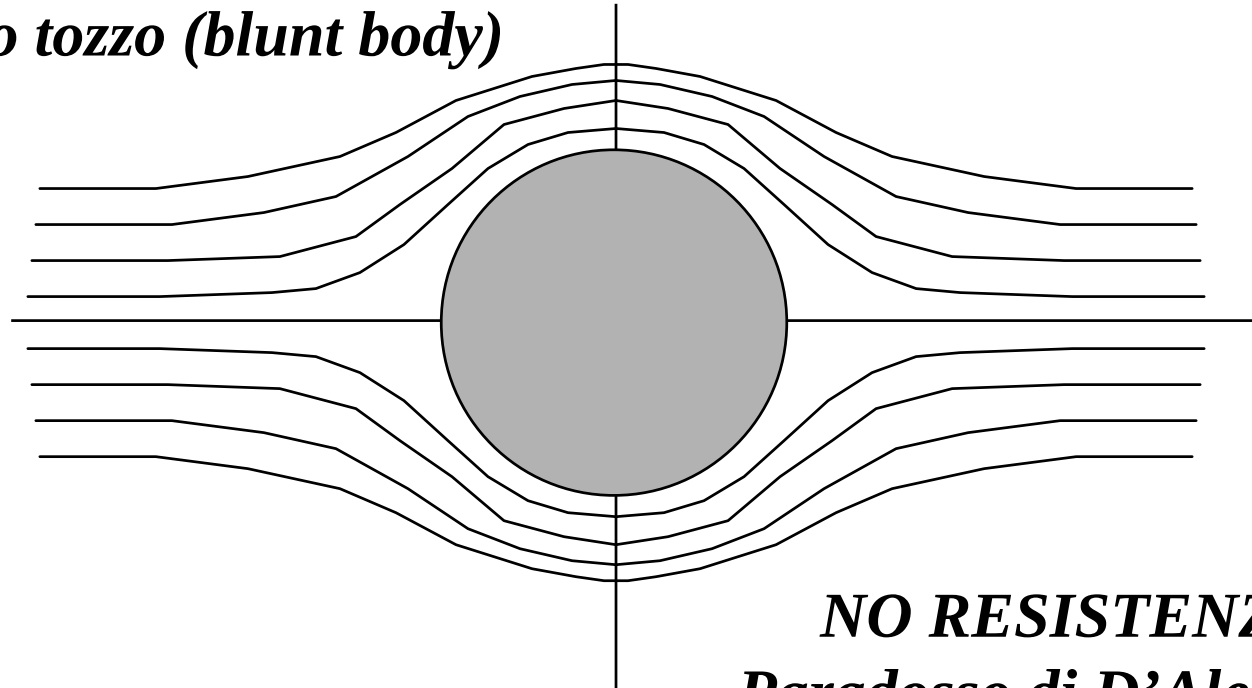
Resistenza viscosa (*Viscous Drag*)



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

Corpo tozzo (blunt body)



Note: No resistenza e niente portanza



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

*Oggetto aerodinamico (streamlined)
profilo*



*In entrambi I casi non c'è resistenza
perchè abbiamo trascurato l'attrito*

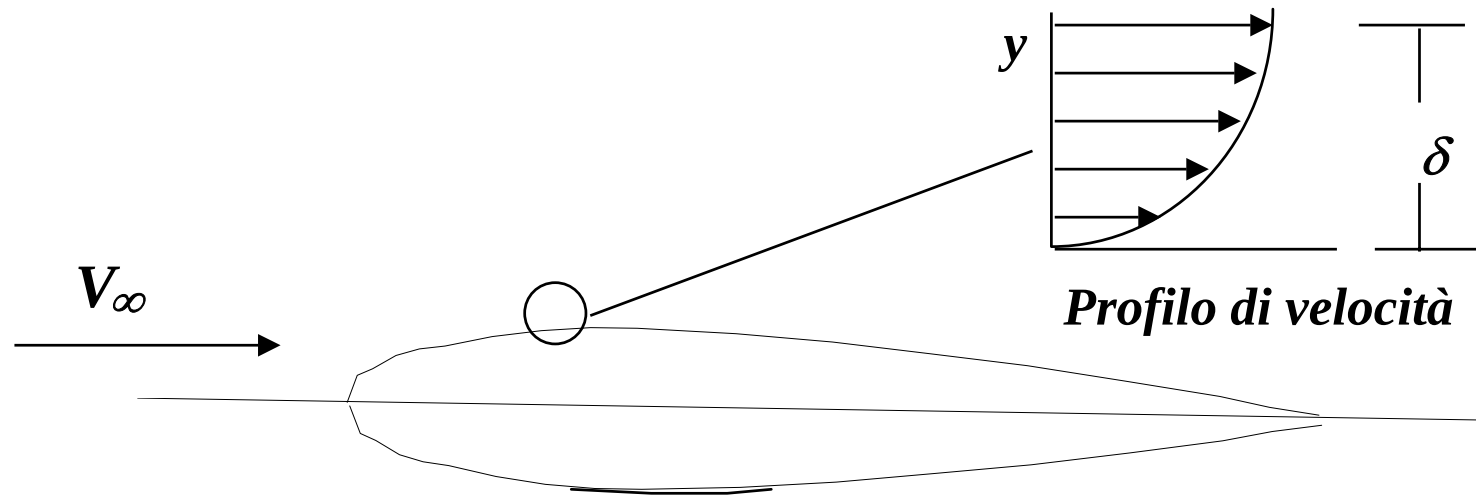


Strato limite (*Boundary layers*)

- Nella regione vicina alla superficie di un oggetto, la velocità del flusso è ritardata per l'attrito.
- Questa regione è denominata “strato limite”.
- Al di fuori dello strato limite possiamo considerare il flusso non viscoso (no attrito)



Strato limite (*Boundary layers*)



δ = *spessore di strato limite (boundary layer thickness)*
la distanza dalla superficie in cui la velocità locale
È uguale al 99% della velocità della corrente indisturbata



Strato limite (*Boundary layers*)

L'attrito produce uno sforzo tangenziale sul corpo

Lo sforzo tangenziale alla parete è proporzionale a:

- Coefficiente di viscosità , μ
 - Derivata (gradiente) della velocità in prossimità della parete
- E' questa la sorgente di quella che viene chiamata resistenza d'attrito ("skin friction" drag)

***Sforzo tangenziale
alla parete:***

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0}$$



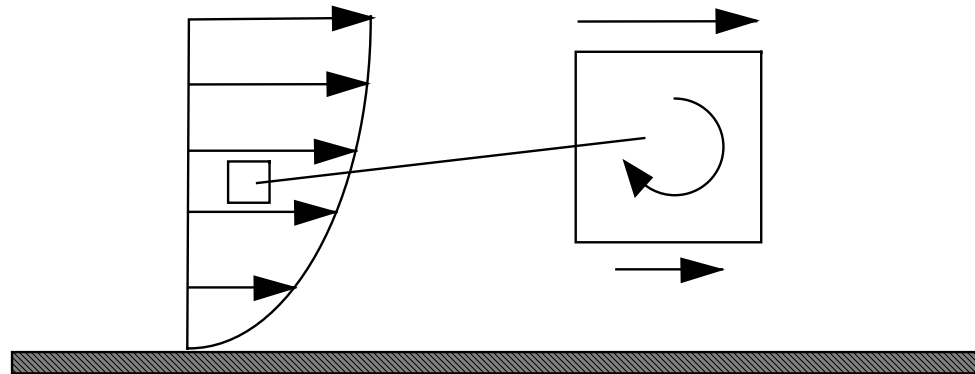
Strato limite (*Boundary layers*)

Inizialmente lo strato limite è “laminare”

Sforzi tangenziali variabili all'interno dello strato limite causano una “rotazione del flusso”

Lo strato limite va verso la “transizione”

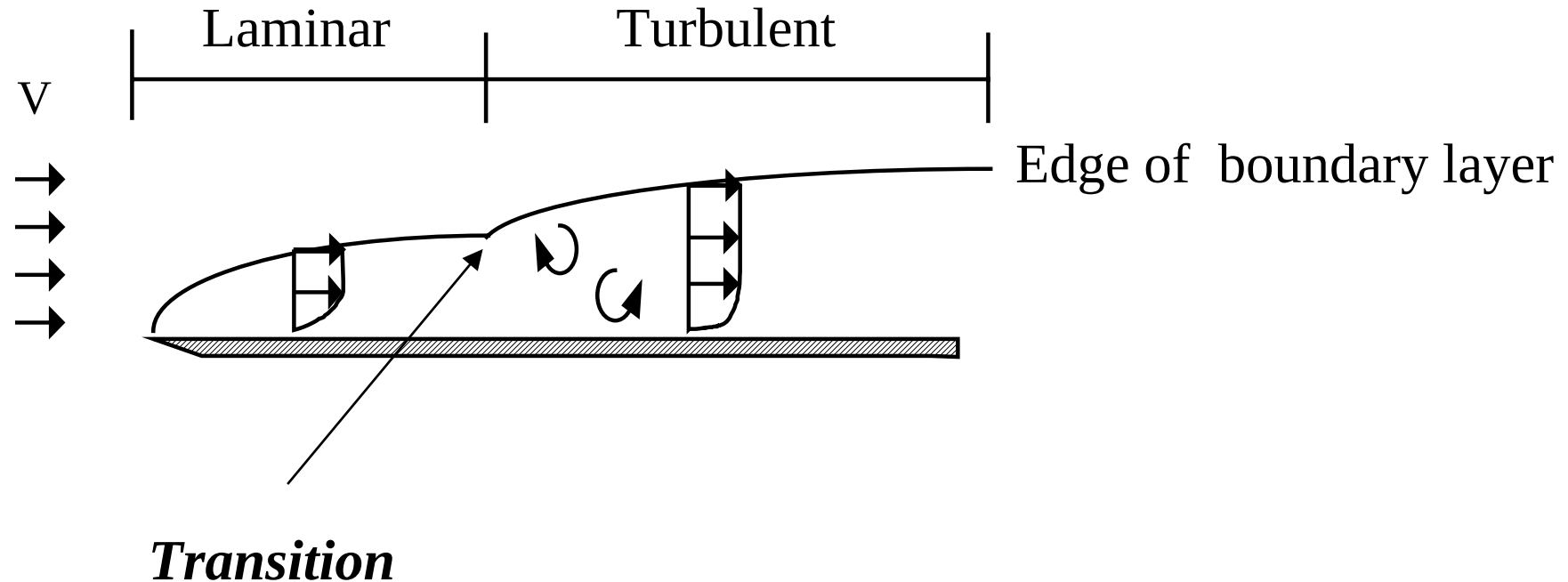
Alla fine diventa “turbolento”





INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

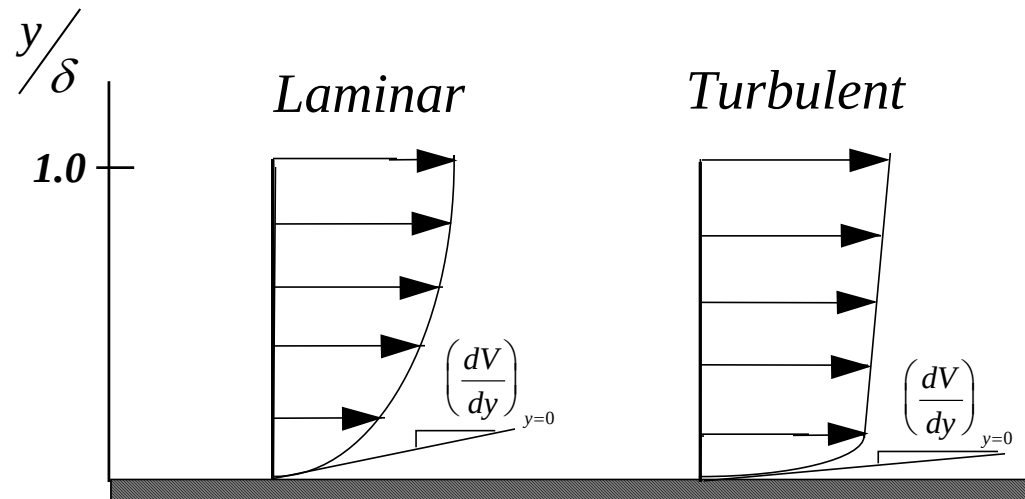




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

Un confronto tra I profili di velocità di strato limite laminare e turbolento mostra una certa differenza, specialmente vicino alla parete



Note: $\left. \frac{dV}{dy} \right|_{y=0, \text{lam}} < \left. \frac{dV}{dy} \right|_{y=0, \text{turb}}$ SO, $\tau_{w, \text{lam}} < \tau_{w, \text{turb}}$



Strato limite (*Boundary layers*)

Fattori che influenzano lo strato limite:

- Densità, ρ
Incrementando la densità aumenta lo spessore dello strato limite
- Velocità, V
Incrementando la velocità lo strato limite diventa più sottile
- Distanza lungo la superficie, x
Incrementando la distanza lo strato limite diventa più spesso
- Viscosità, μ
 - Incrementando la viscosità cresce lo spessore di strato limite
 - La viscosità dipende dalla temperatura



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Reynolds number

Questi fattori vengono combinati per definire un importante parametro adimensionale :

Il numero di Reynolds - Reynolds number (Re)

Rappresenta l'importanza relativa tra le forze di tipo inerziale rispetto a quelle di tipo viscoso

Descrive l'importanza relativa dell'attrito nel campo di moto

=> Basso Re = attrito significativo

=>Alto Re = L'attrito diviene poco importante (ma c'è comunque resistenza)

Per gli aeroplani, tipico Re = 3-20 milioni (basato sulla corda alare)

$$Re = \frac{\rho V x}{\mu}$$



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

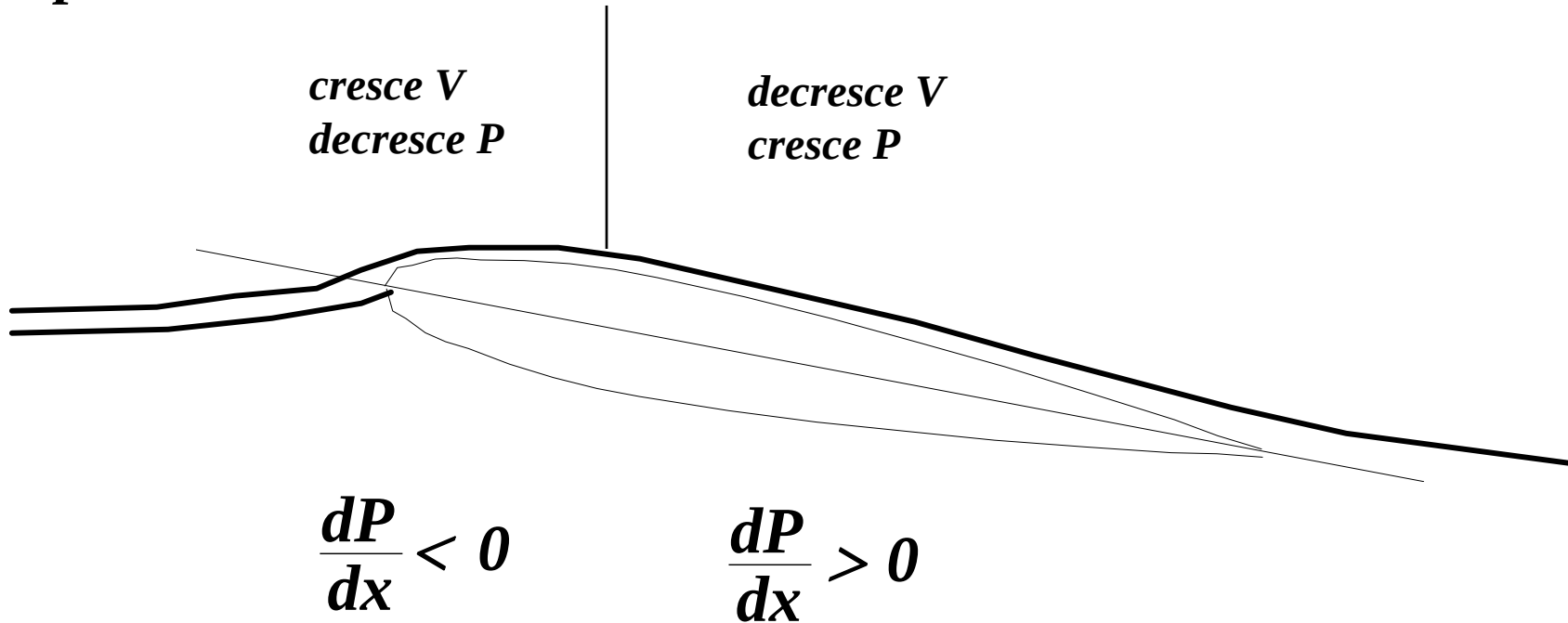
Gradienti di pressione (*Pressure gradients*)

FAVOREVOLE – la regione
con pressione decrescente

AVVERSO - la regione con
Pressione crescente

*cresce V
decresce P*

*decresce V
cresce P*

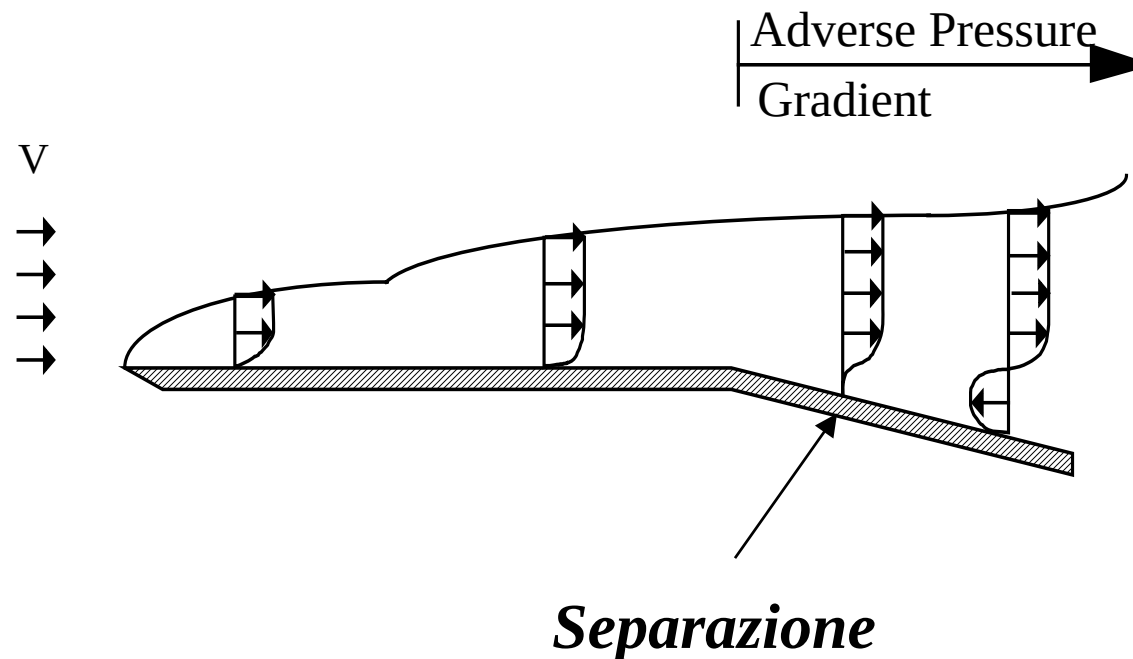




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Lo strato limite non riesce a superare forti gradienti di pressione avversi e separa. Il punto di separazione è quello in cui lo sforzo di attrito va a zero.

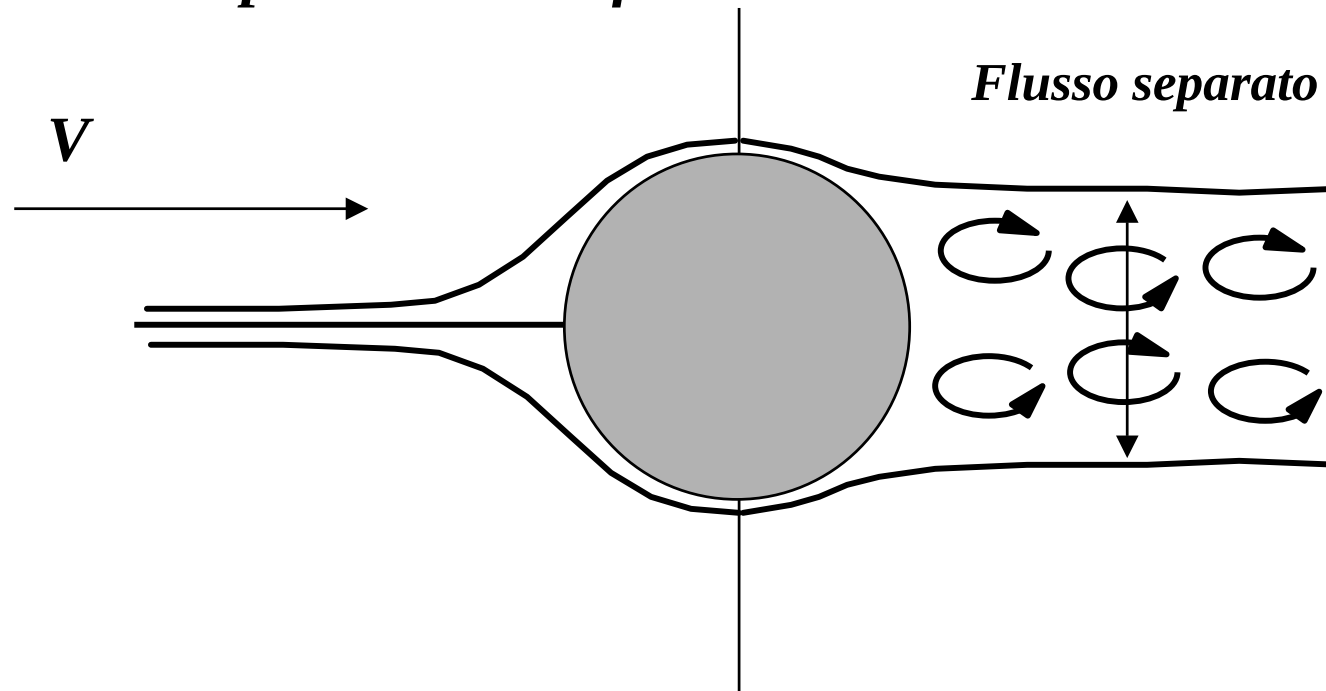




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Sulla parte posteriore di un corpo tozzo c'è un forte gradiente di pressione avverso che il flusso non riesce a superare. Questo causa separazione del flusso.





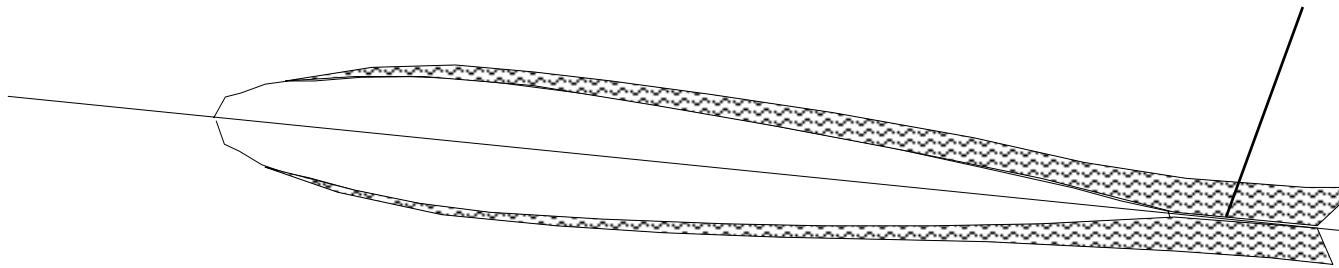
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Analogamente , per questo profilo alare.

Il flusso separato da origine ad una seconda fonte di resistenza, la resistenza di pressione o di scia (wake drag).

Scia del flusso separato



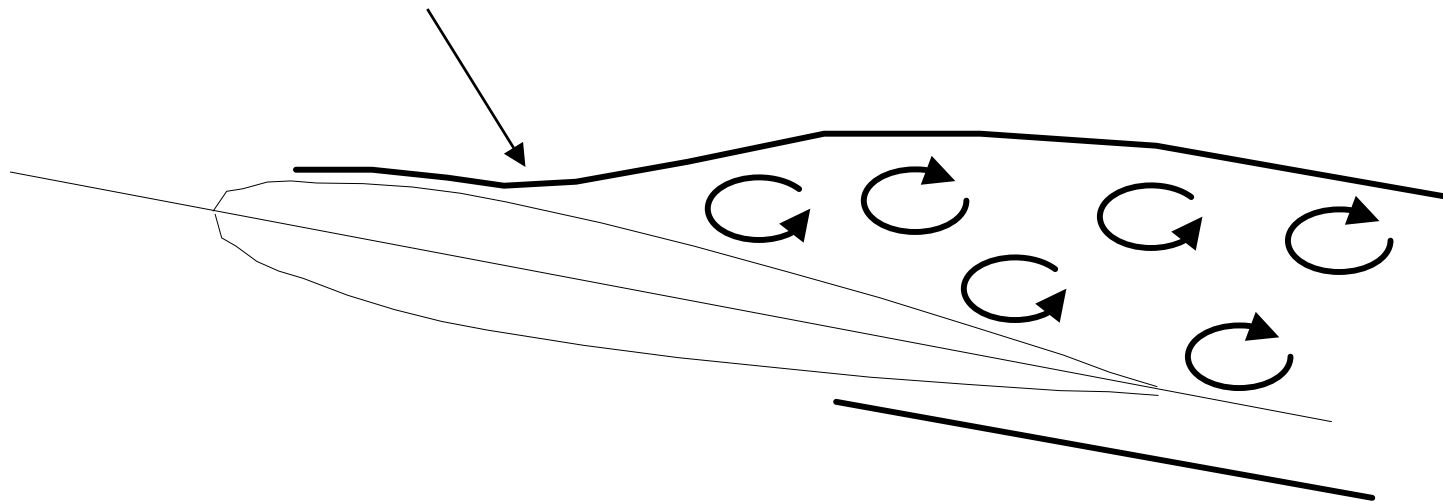


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

La separazione ha importanti conseguenze per profili posti ad alto angolo di attacco; produce lo STALLO.

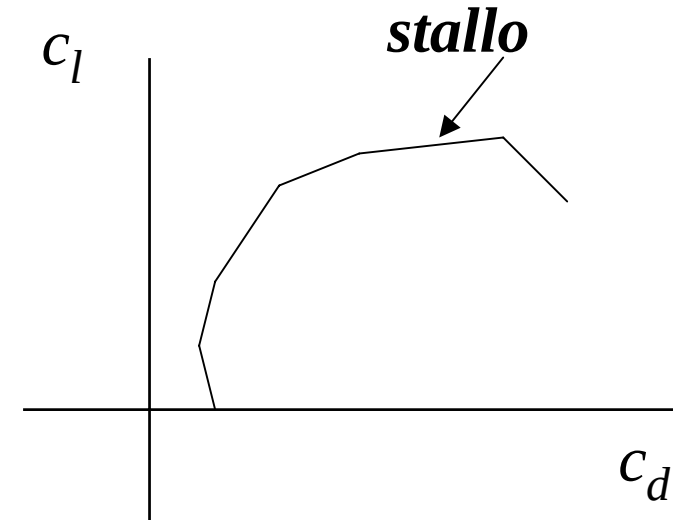
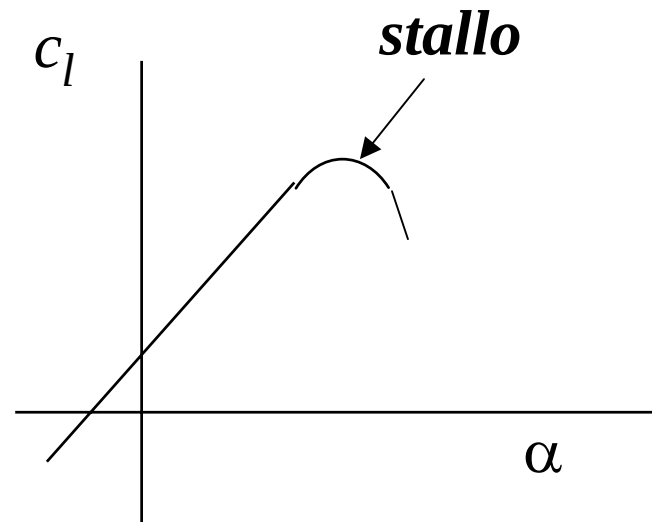
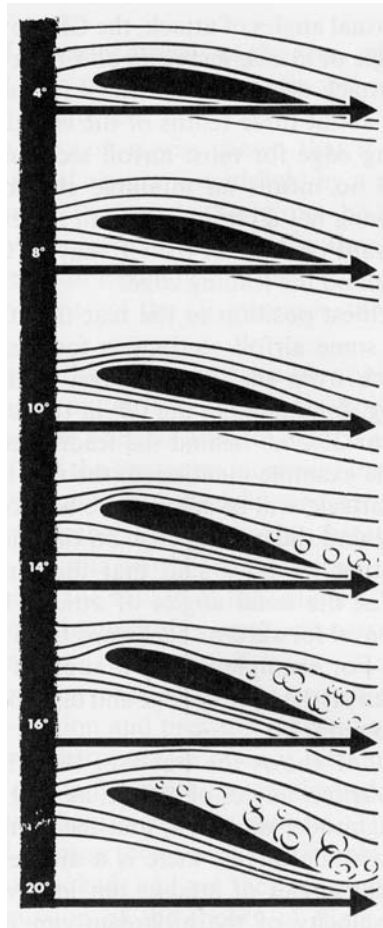
Separazione





INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)



Nello stallo, un profilo vede ridurre la propria portanza e crescere fortemente la propria resistenza.



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

La resistenza totale dovuta agli effetti viscosi è:

$$D_{viscous} = D_{skin\ friction} + D_{Pressure\ drag}$$

$$D_{viscosa} = D_{attrito} + D_{scia}$$



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

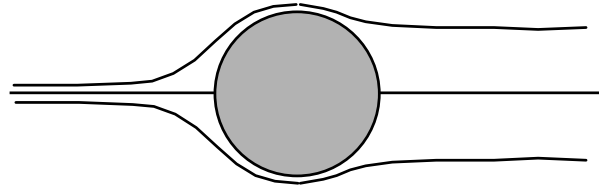
Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

- Abbiamo due tipi di strato limite
 “laminare” e “turbolento”
- Strato limite laminare (Laminar boundary layers)
 - Basso valore di resistenza di attrito
 - Non molto capace di superare gradienti avversi
 - Buono per profili ed oggetti aerodinamici
- Strato limite turbolento (Turbulent boundary layers)
 - Possiede alta energia in vicinanza della parete
 - Buone capacità di superare gradienti avversi e ritardare la separazione
 - Alta resistenza d'attrito
 - Buono per corpi tozzi (esempio della pallina da golf).

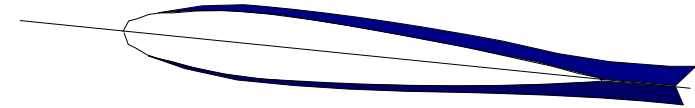


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)



Corpo tozzo (Blunt)



Aerodinamico (Streamlined)

Skin Friction:

Poco importante

Molto importante

Pressure Drag:

Molto importante

Poco importante

***Strato limite
desiderato:***

Turbulento

Laminare



INTRODUZIONE AI PROFILI ALARI



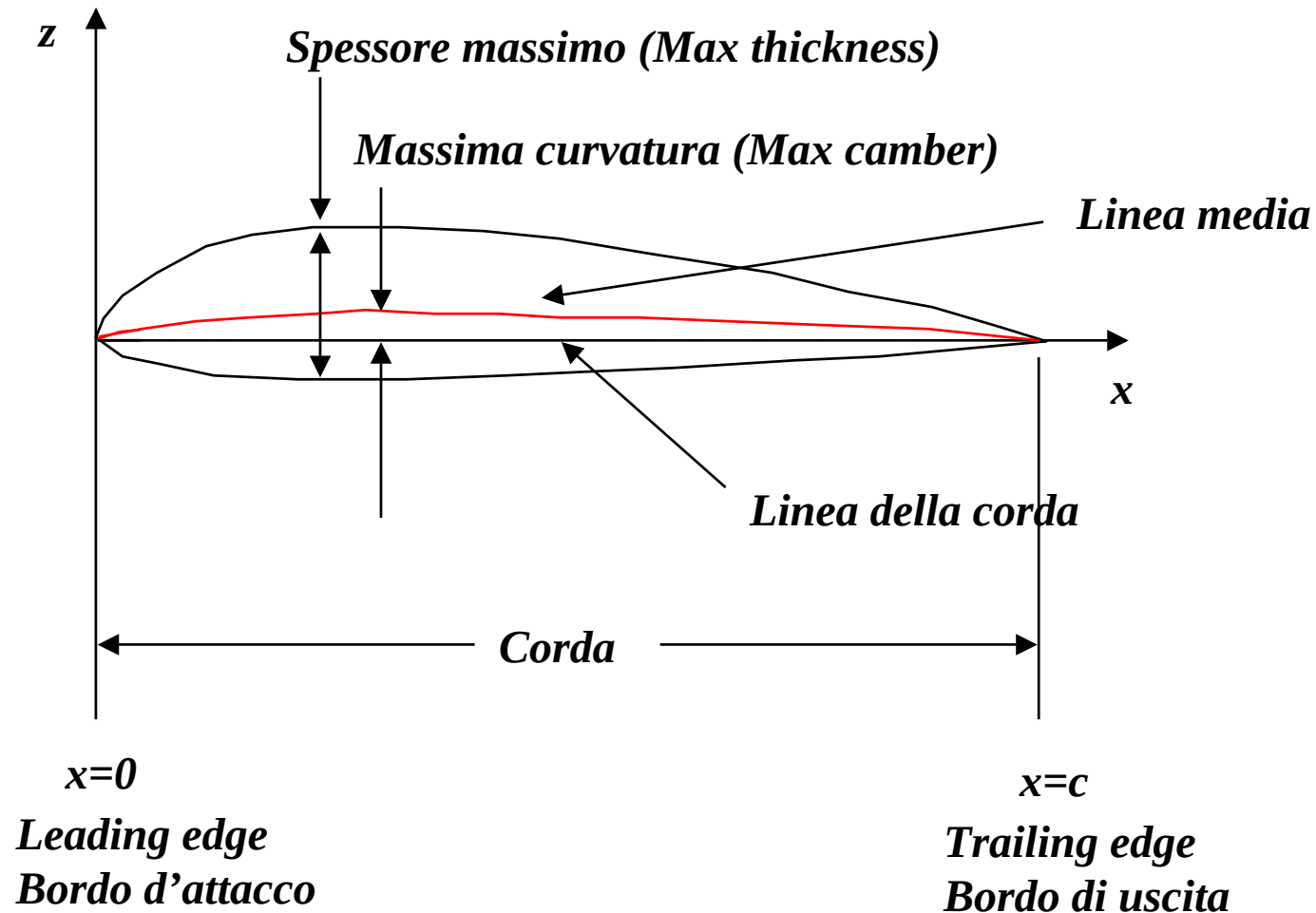
Overview

- **Caratteristiche dei profili**
- **Forze e momenti sui profili**
- **Centro di pressione**
- **Centro aerodinamico**
- **Coefficienti di forza e momento**
- **Effetti del numero di Reynolds**
- **Effetti della comprimibilità (numero di Mach)**



PROFILI (AIRFOILS)

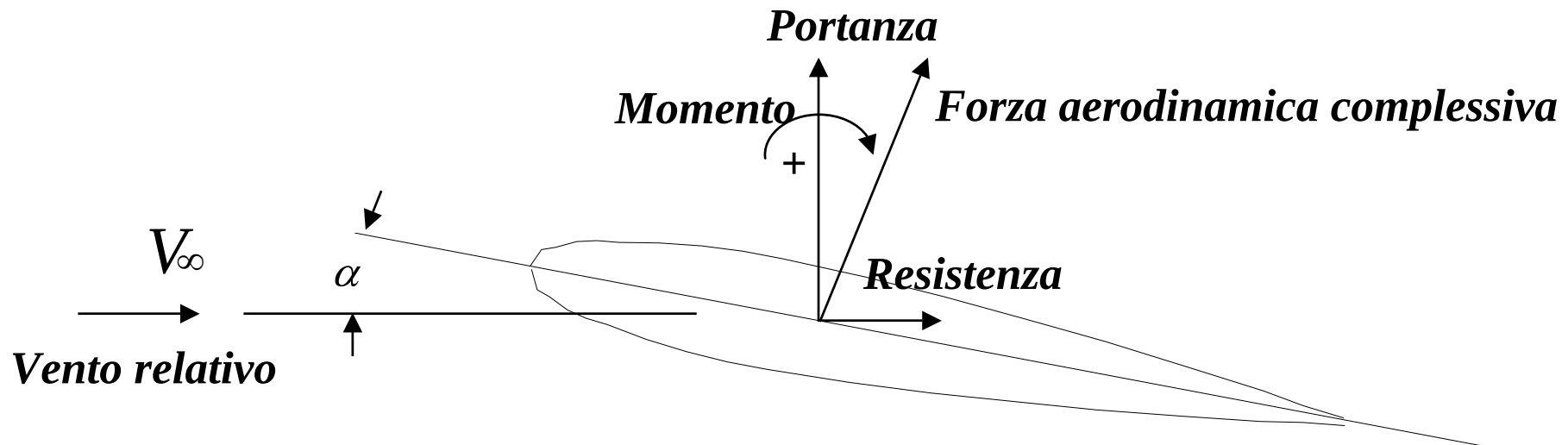
Caratteristiche dei profili





PROFILI (AIRFOILS)

Forze e momenti



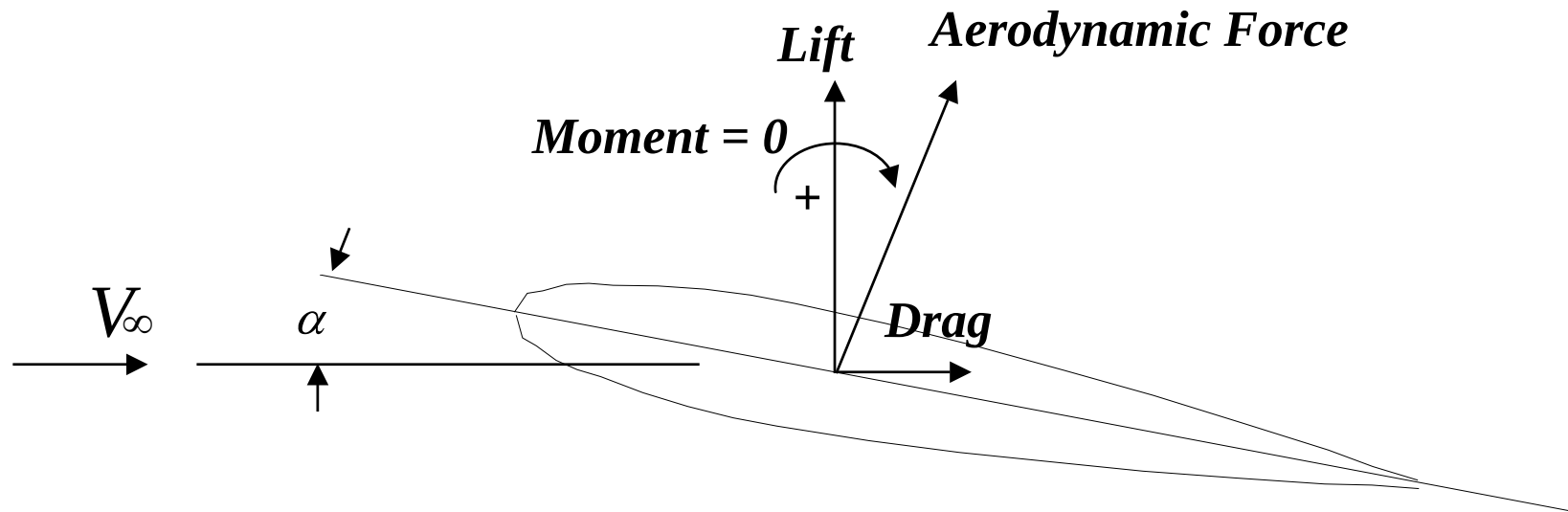
Angolo d'attacco (α): angolo tra la velocità relativa e la corda

- Note:**
- 1) La portanza è perpendicolare alla velocità della corrente indisturbata**
 - 2) Resistenza è parallela**
 - 3) Il momento è positivo se cabrante**



PROFILI (AIRFOILS)

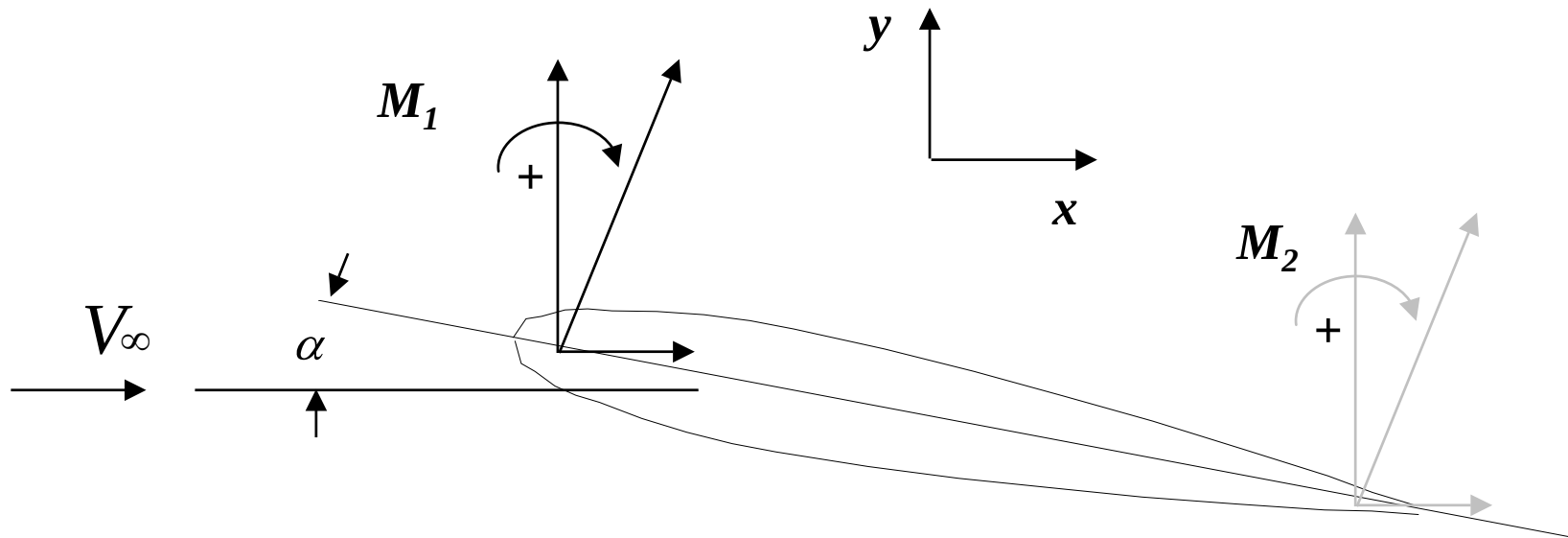
Centro di pressione



Centro di pressione: il punto del profilo rispetto al quale il momento dovuto alle forze aerodinamiche è zero



Centro Aerodinamico

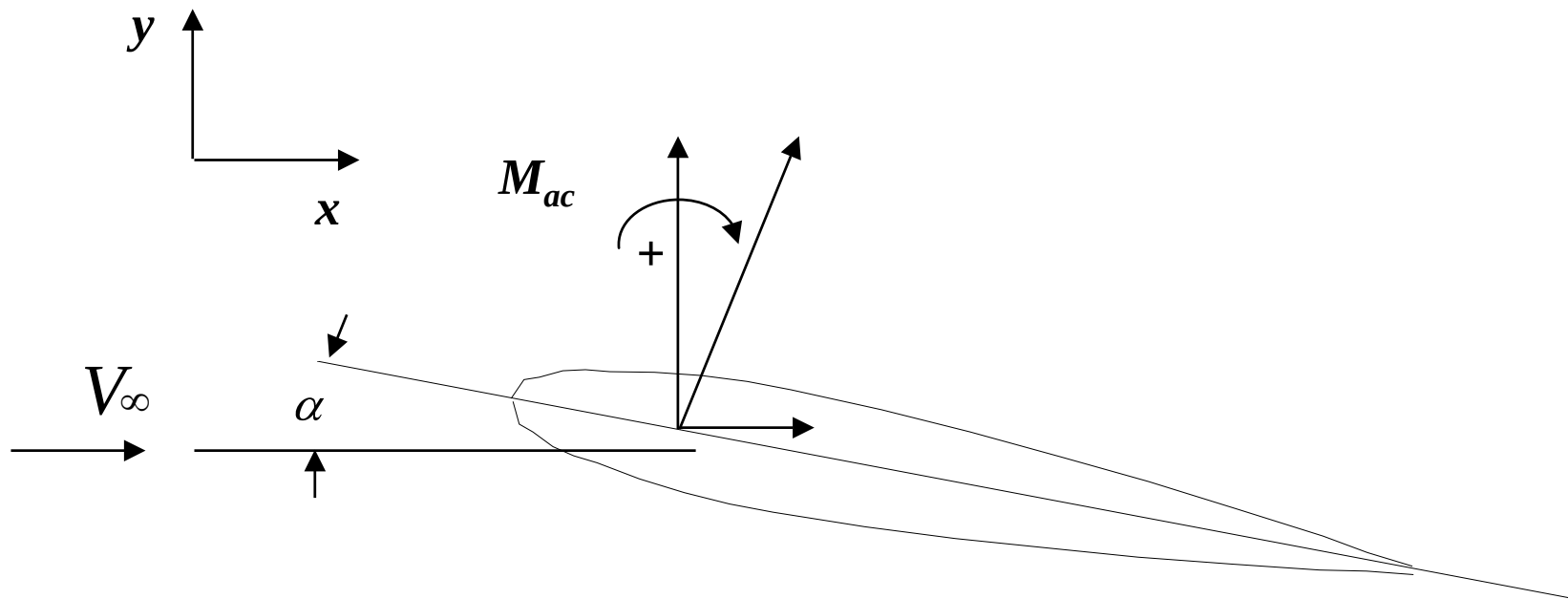


Nota: La forza ed il momento possono essere rappresentati rispetto a qualsiasi punto sulla corda.

La forza non cambia, ma il momento dipende assolutamente dal punto rispetto al quale si decide di valutarlo



Centro Aerodinamico



Centro aerodinamico: il punto del profilo rispetto al quale il momento aerodinamico risulta indipendente dall'angolo d'attacco.

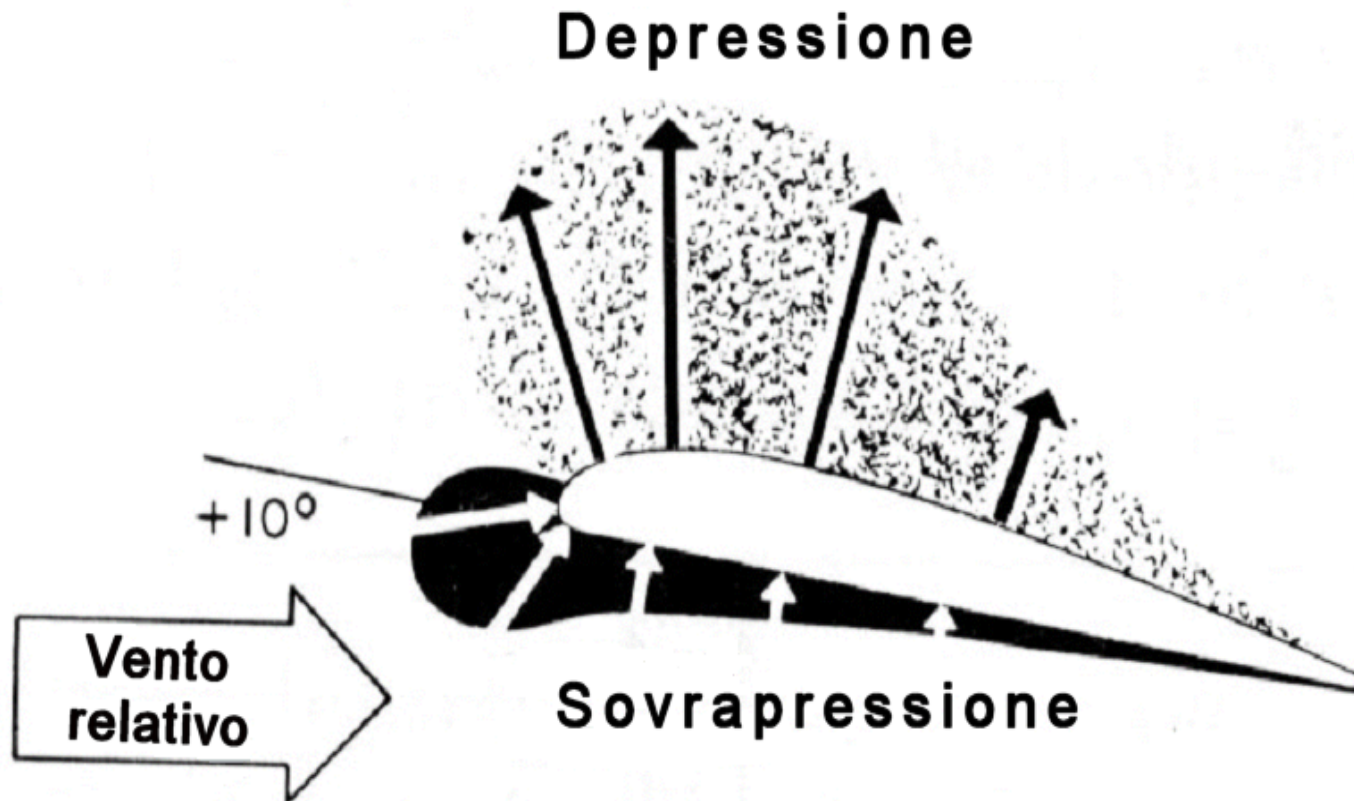
Il momento rispetto al centro aerodinamico, detto “momento aerodinamico” è quindi costante al variare di alfa.

Tale momento è negativo(picchiante) per usuali profili alari a curvatura positiva.



PROFILI (AIRFOILS)

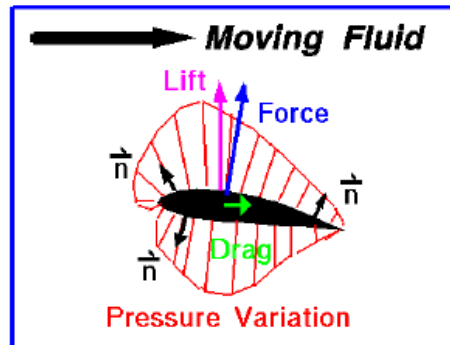
Distribuzione di pressione





PROFILI (AIRFOILS)

Centro di pressione

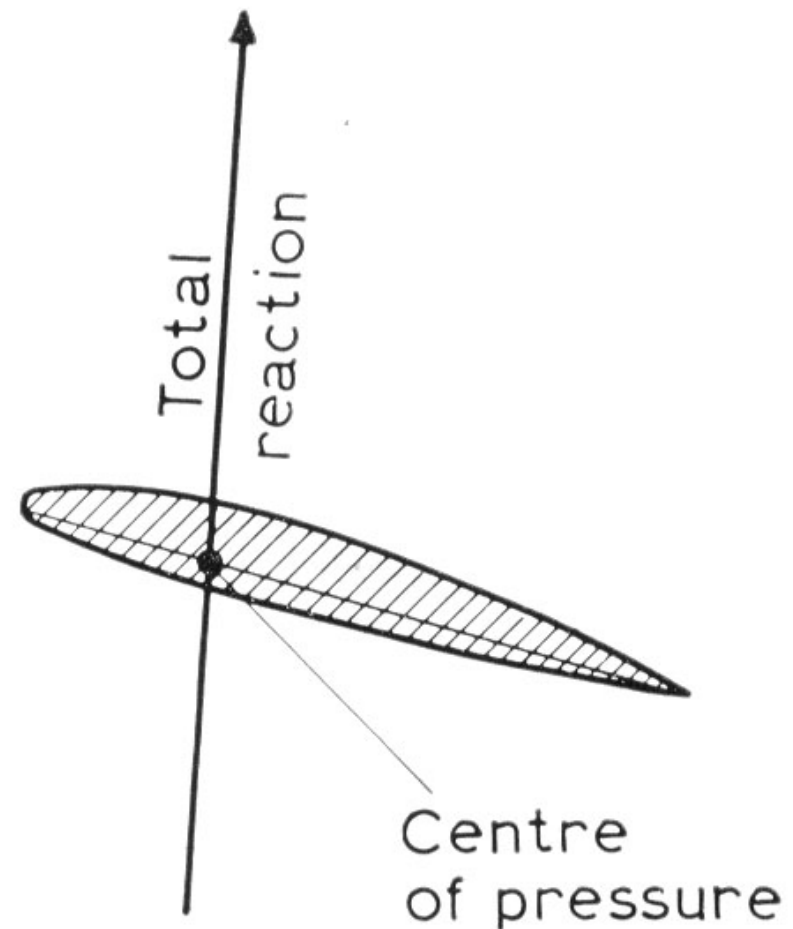


Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.
Force on the body is the vector sum of the pressure x area
around the entire solid body.

$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

$$\text{Lift} = F_{\text{normal}}$$

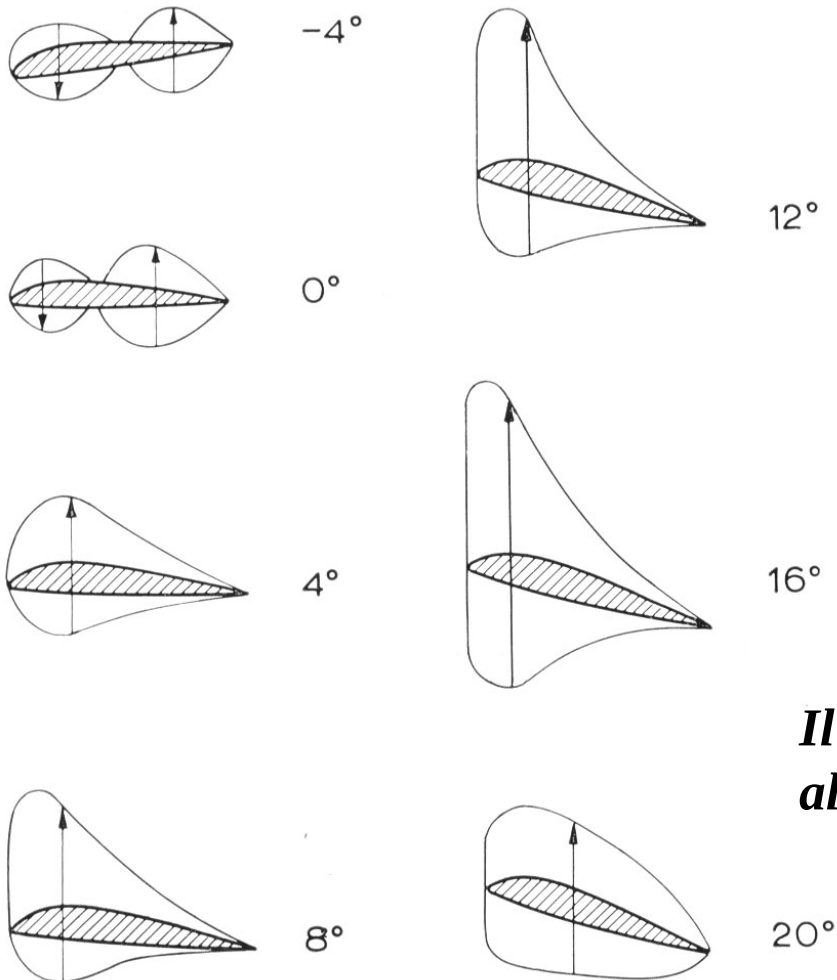
$$\text{Drag} = F_{\text{stream}}$$





PROFILI (AIRFOILS)

Centro di pressione



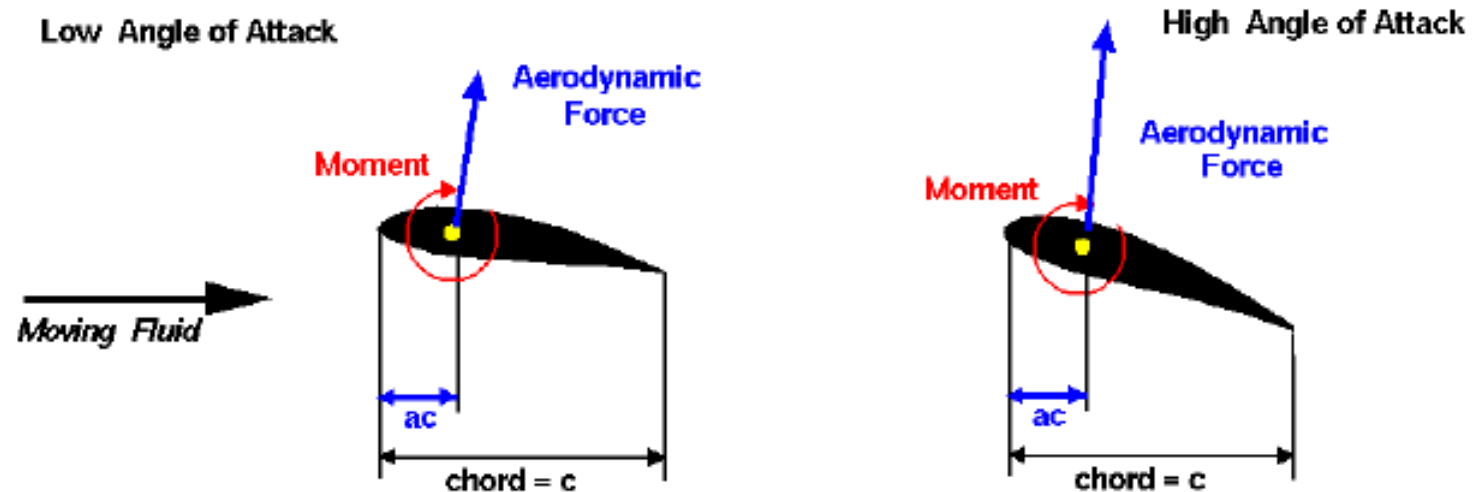
***Il centro di pressione si sposta sul profilo
al variare dell'angolo d'attacco.***



PROFILI (AIRFOILS)

Centro Aerodinamico

Assumendo $V = \text{cost}$



Aerodynamic Center

For low speed, thin airfoils (flat plate):

$$ac = \frac{c}{4}$$

Moment about the aerodynamic center is constant with angle.

Aerodynamic center does not move with angle.



PROFILI (AIRFOILS)

Coefficienti aerodinamici di forza e momento

Portanza (Lift):

$$c_l \equiv \frac{l}{q_\infty S}$$

Resistenza (Drag):

$$c_d \equiv \frac{d}{q_\infty S}$$

Momento(Moment):

$$c_m \equiv \frac{m}{q_\infty S \bar{c}}$$

Nota: coefficienti adimensionali

Il coefficiente di portanza ha un legame lineare con l'angolo d'attacco fino a che non sopraggiungono separazioni e si entra in regime non-lineare.

Il gradiente della retta di portanza misura all'incirca 0.10 [1/deg] per quasi tutti i profili (sottili).

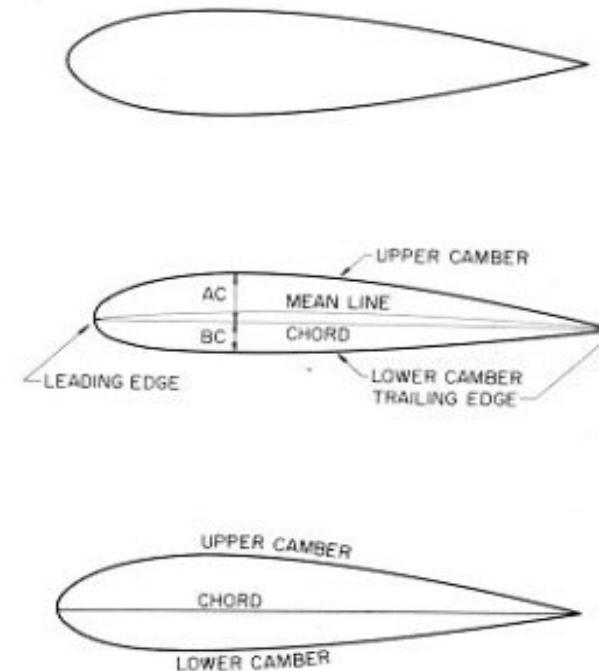
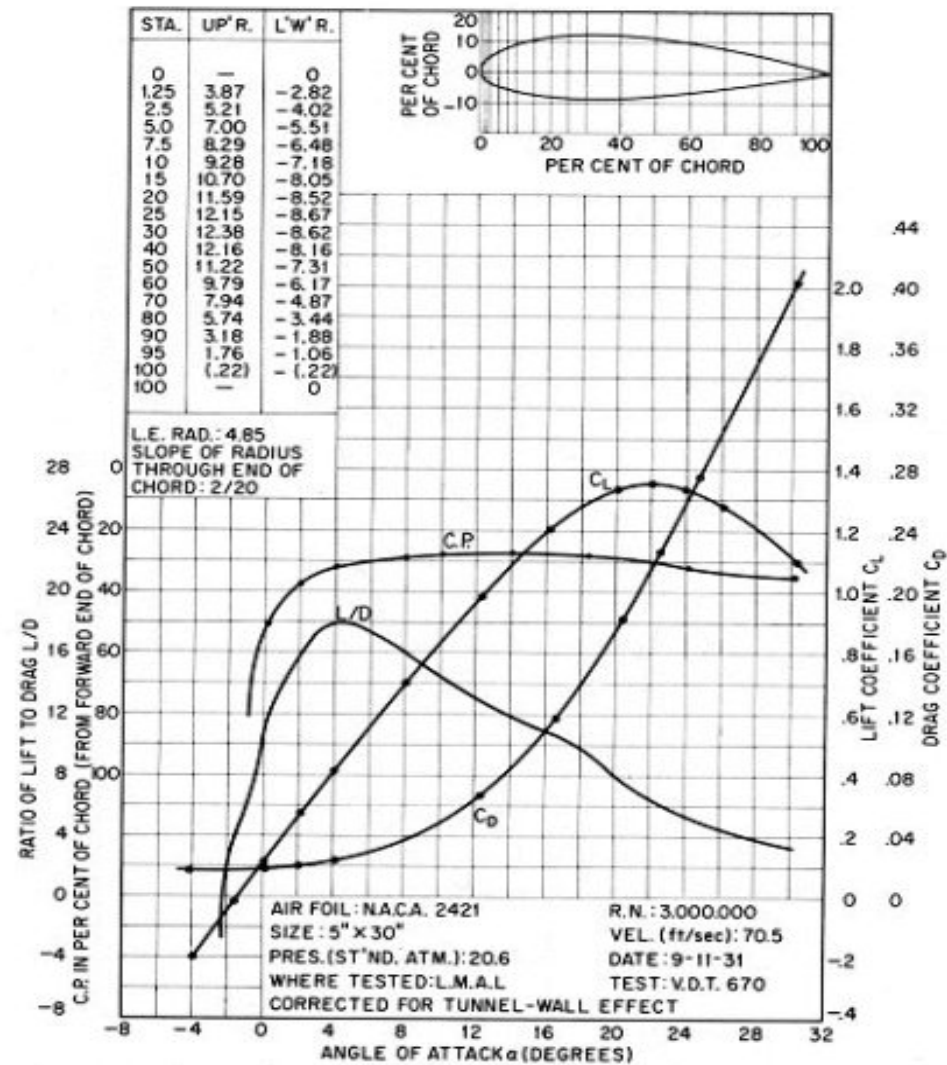
Il valore del coefficiente di portanza massimo allo stallo varia tra 1.3 ed 1.7 per profili normalmente usati in aviazione e numeri di Reynolds tra 3 e 9 milioni.

Sempre ad usuali Reynolds di impiego (tra 6 e 9 milioni) il coefficiente di resistenza di un profilo ha valori compresi tra 0.004-0.005 (profili con elevata estensione di flusso laminare) e 0.006-0.008 (profili turbolenti).

Il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico è negativo (cioè picchiante) per profili a curvatura positiva ed è tanto più forte quanto più il profilo è curvo. Per profili normalmente utilizzati sui velivoli il valore varia tra -0.02 (profili poco curvi) e -0.10 (profili abbastanza curvi).



PROFILI (AIRFOILS)



Andamento dei coefficienti aerodinamici

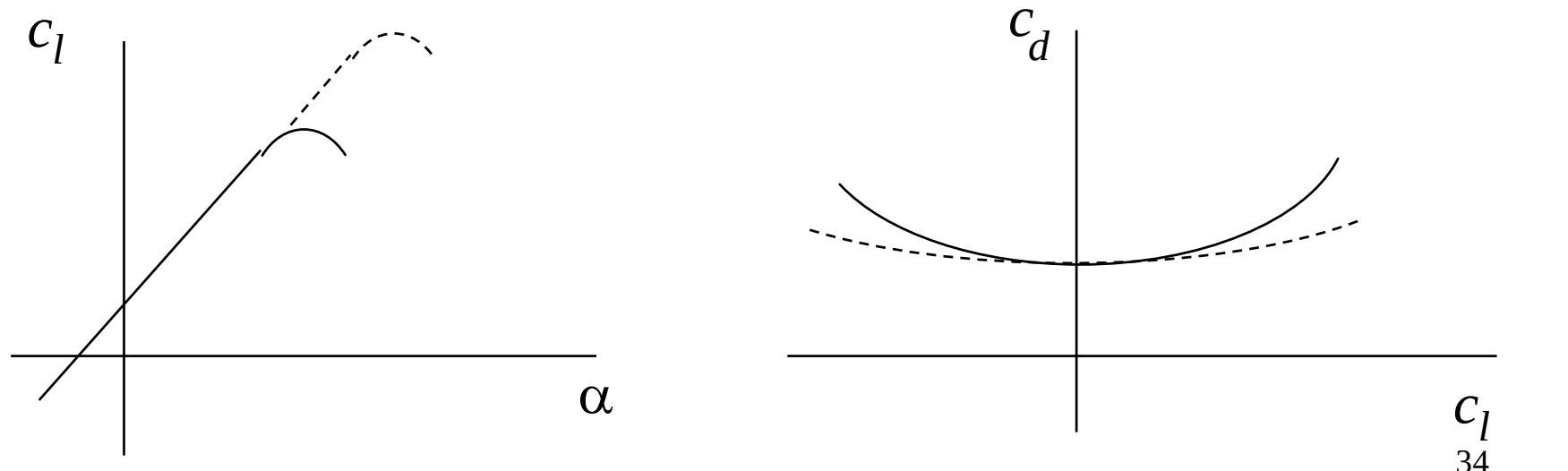


PROFILI (AIRFOILS)

Effetti del numero di Reynolds

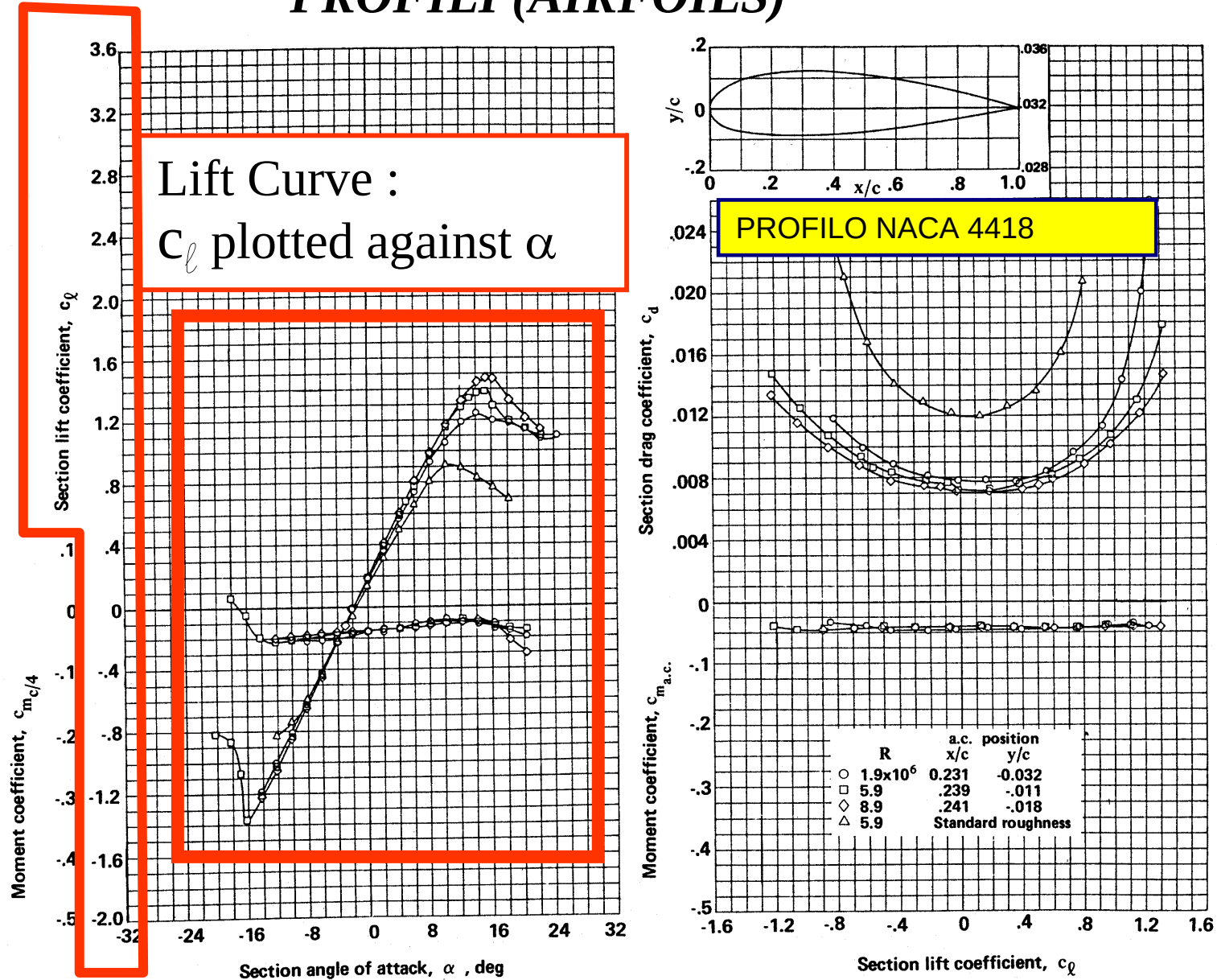
Ad alti numeri di Reynolds lo strato limite riesce a fluire laminare per una minore estensione. Quindi lo strato limite diventa turbolento (attraverso la transizione) in posizione anticipata sul corpo. In generale lo strato limite ad alti Reynolds diventa quindi più resistente alla separazione.

Ritardata separazione comporta stallo ad alfa maggiori e minore resistenza di pressione (scia).



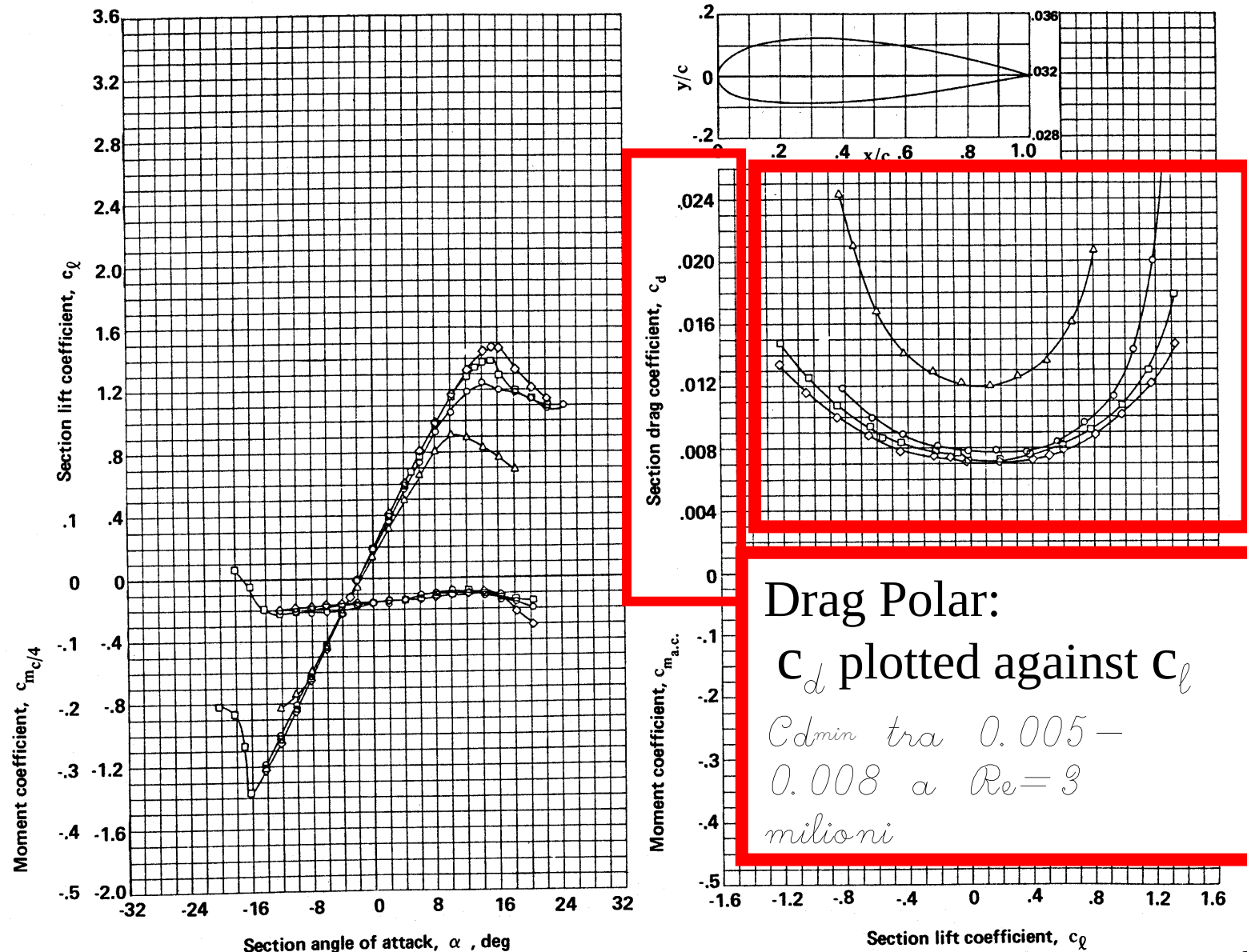


PROFILI (AIRFOILS)



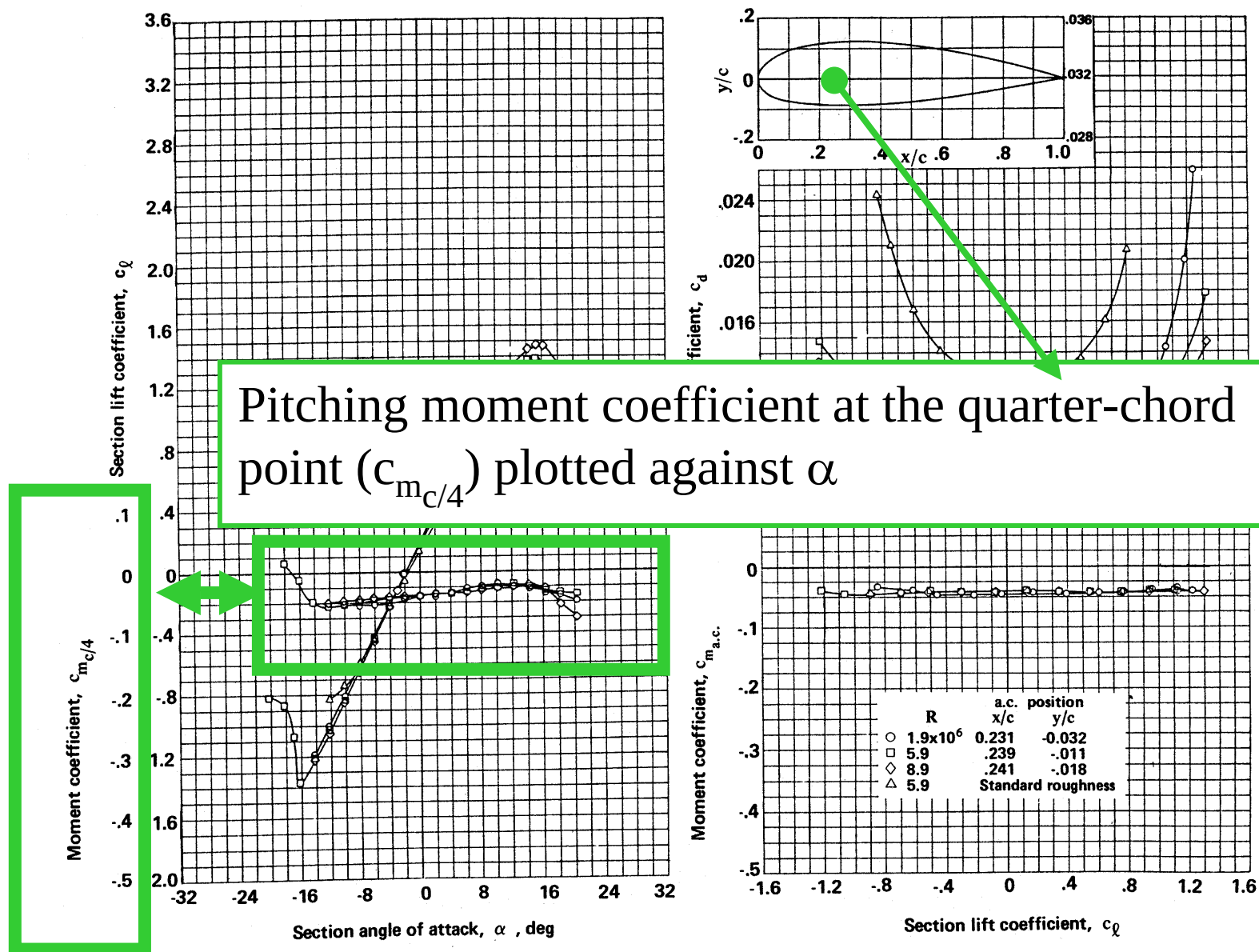


PROFILI (AIRFOILS)



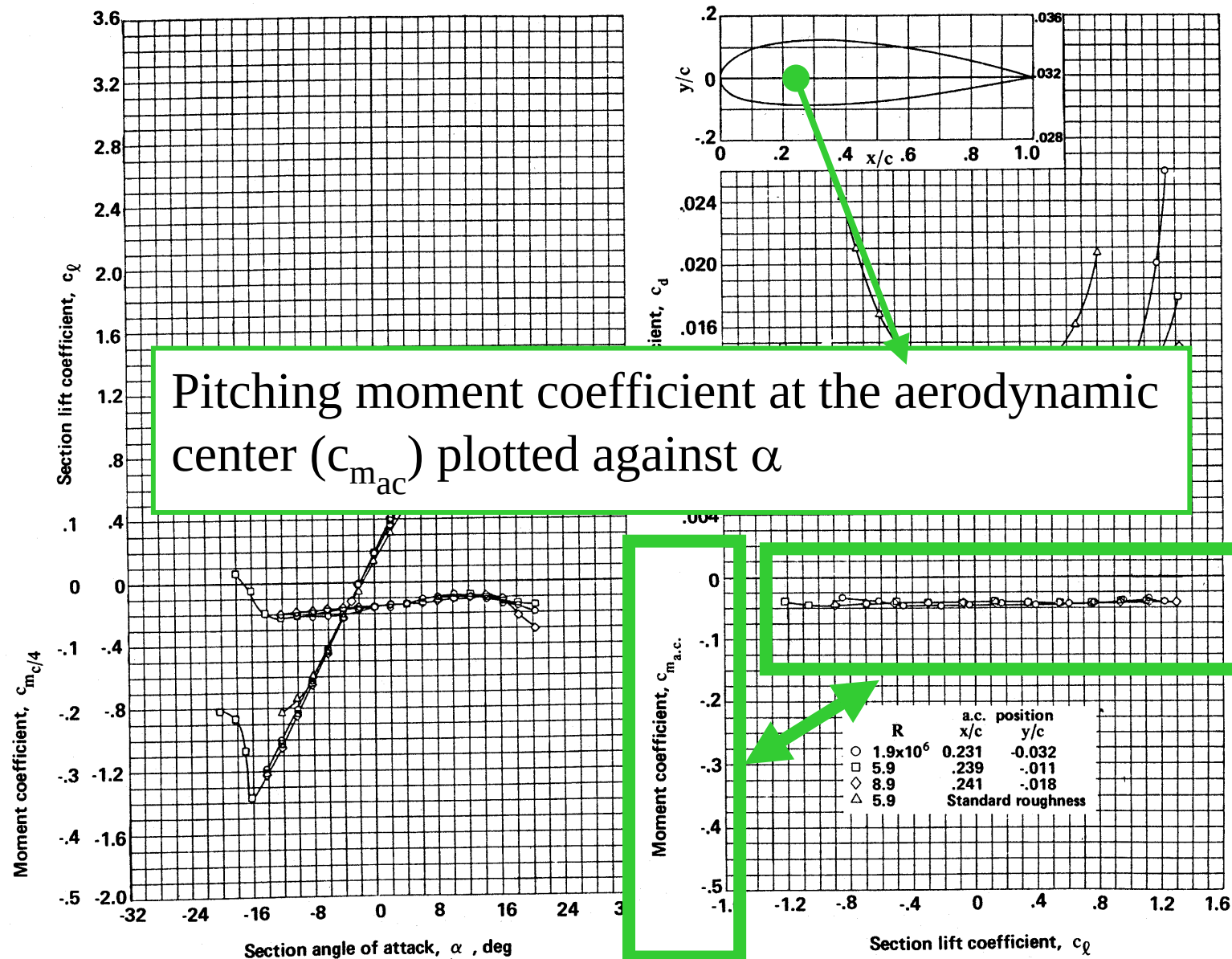


PROFILI (AIRFOILS)





PROFILI (AIRFOILS)





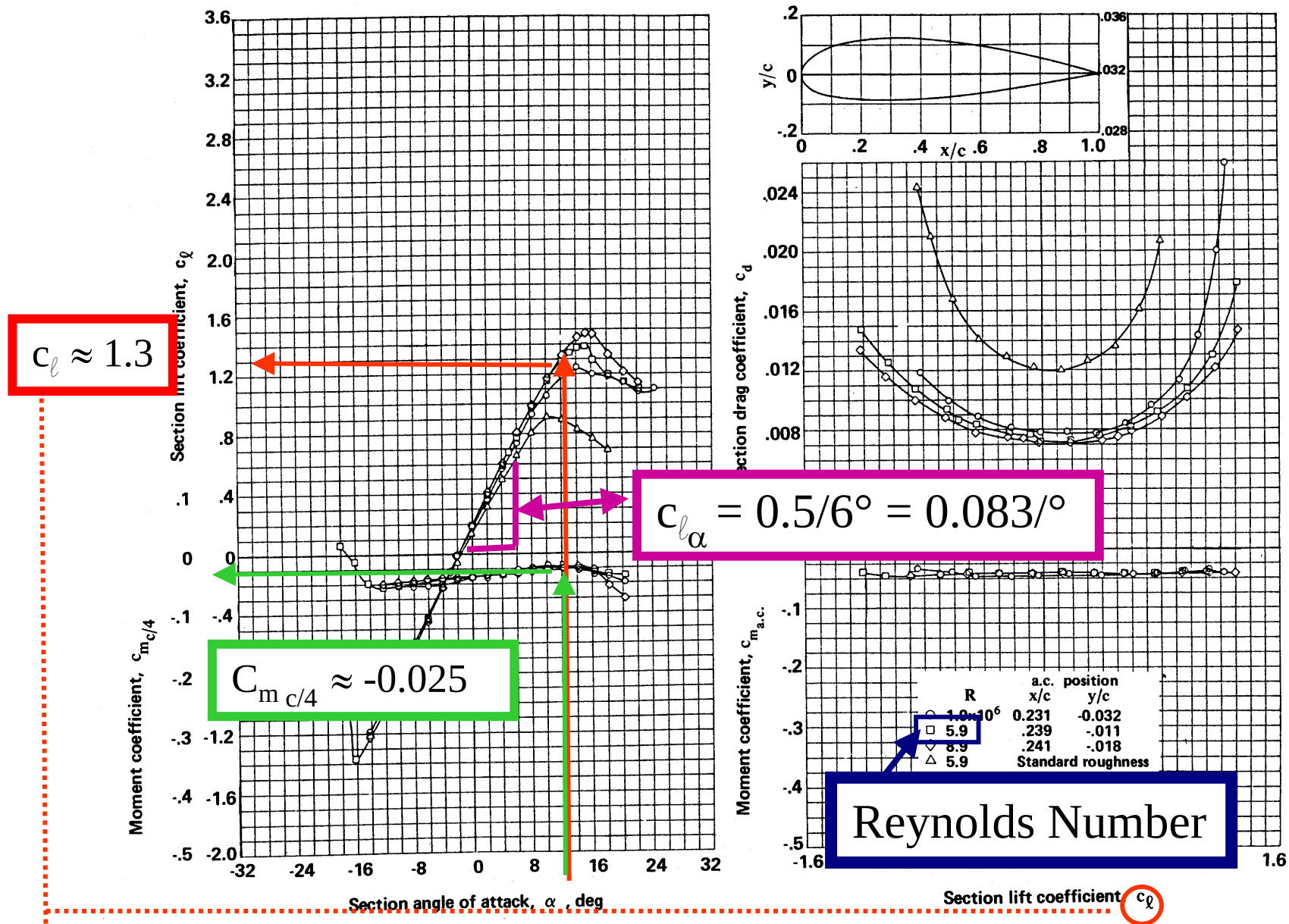
PROFILI (AIRFOILS)

Esempio:

Dato:	Profilo NACA 4412 Reynolds Number = 5.9×10^6 Angle of Attack = 12°
Trovare:	$c_\ell =$ $c_{\ell\alpha} = (\Delta c_\ell / \Delta\alpha) =$ coeff. Angolare della retta di portanza $c_d =$ coeff di resistenza $c_{m\ c/4} =$ coeff di momento rispetto a $c/4$ $c_{m\ a.c.} =$ coeff di momento risp. al centro aerod. $c_{\ell\max} =$ coeff. di portanza massimo $\alpha_{\text{stall}} =$ alfa di stallo $\alpha_{l=0} =$ alfa di portanza nulla (alfa_zero_lift)

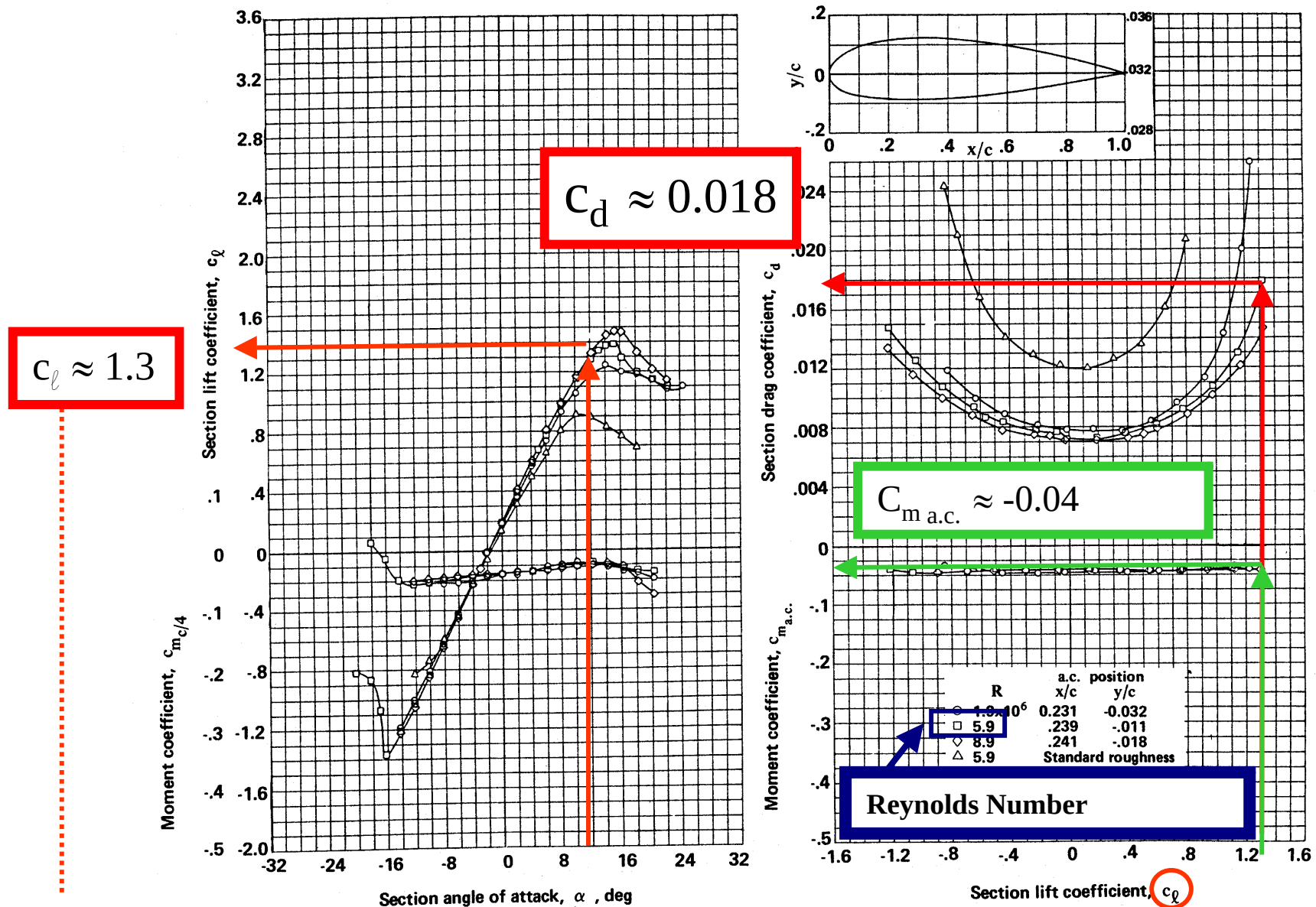


PROFILI (AIRFOILS)



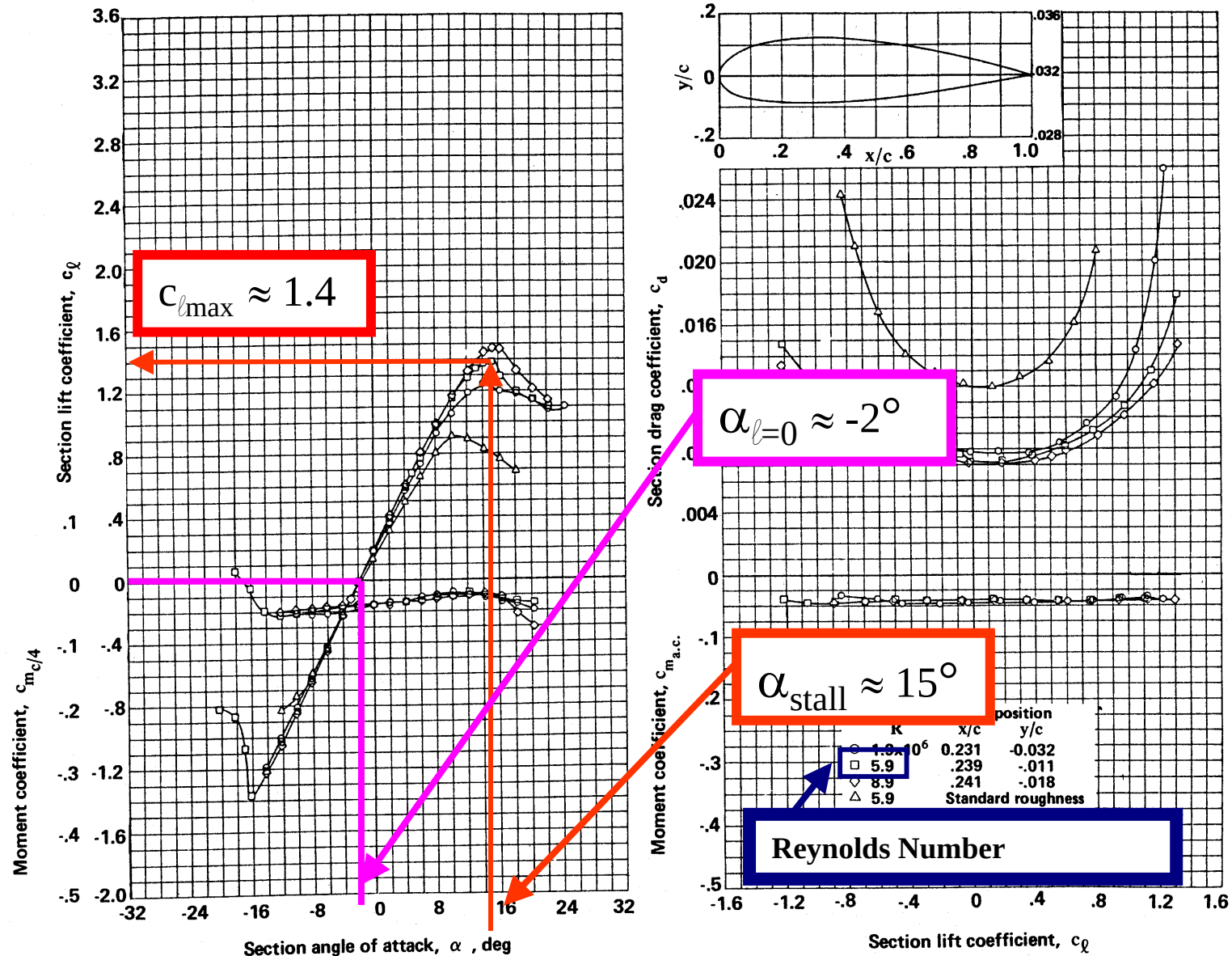


PROFILI (AIRFOILS)





PROFILI (AIRFOILS)





Effetti di comprimibilità

- Ad alte velocità ci sono grosse variazioni di pressione
- La densità non è più circa costante
 - Alta pressione alta densità
 $\xrightarrow{\quad}$
 - Alta densità più impatti molecolari
 $\xrightarrow{\quad}$
 - Più impatti maggiore trasferimento di quantità di moto
 - Trasferimento di quantità di moto => Pressione
- Quindi ci sarà un incremento di portanza rispetto a quella predetta con $l = c_l q S$
- *Tutto ciò è rappresentato da una variazione di c_l*



PROFILI (AIRFOILS)

Effetti di comprimibilità

Numero di Mach (Mach number)

- Rappresenta un indice della comprimibilità
- Rapporto tra la velocità del flusso rispetto al corpo rispetto alla velocità del suono
- Chiamato “Mach number,” M

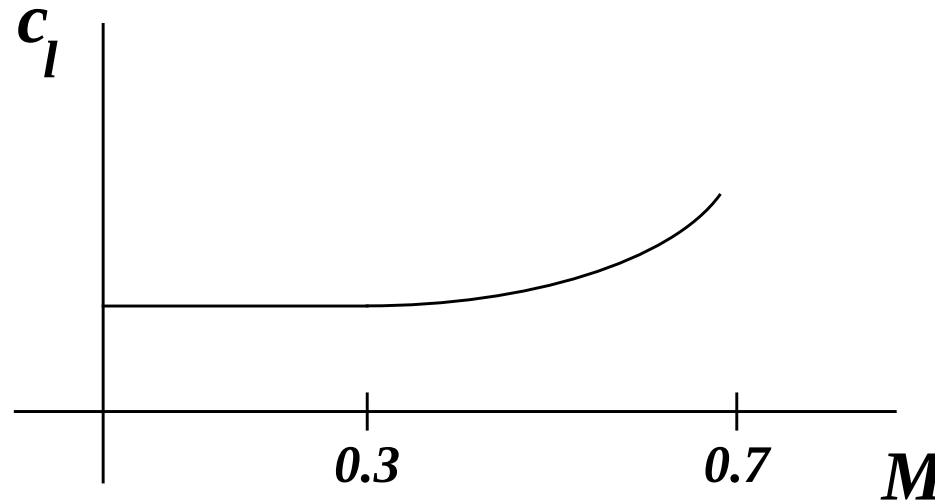
$$M = \frac{V}{a}$$



PROFILI (AIRFOILS)

Comprimibilità

- Nel range ($0 < M < 0.3$) il fluido è praticamente incomprimibile, la portanza è costante
- Quando $M > 0.3$ bisogna introdurre la correzione di comprimibilità (la portanza aumenta)





PROFILI (AIRFOILS)

Influenza del Mach sulla portanza

- Nel range $0.3 < M < 0.7$, il coeff. di portanza segue la regola di *Prandtl-Glauert*

$$c_l = \frac{c_{l_{M=0}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

c_l : *Compressible
lift coefficient*

$c_{l_{M=0}}$: *Incompressible
lift coefficient (chart)*

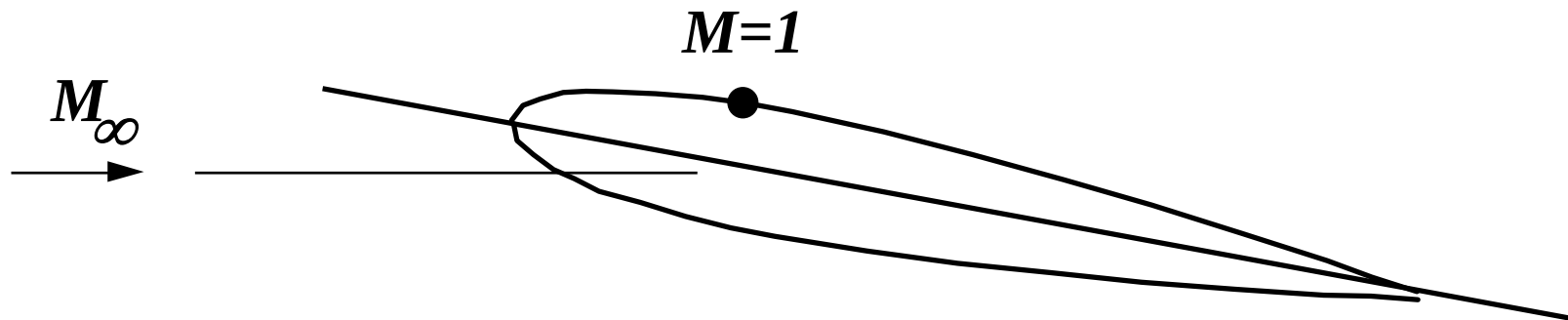


PROFILI (AIRFOILS)

Mach critico

- Quando il numero di Mach della corrente si avvicina a 1, condizioni di flusso sonico saranno raggiunte in qualche punto del profilo (la velocità sul dorso del profilo è maggiore di quella della corrente a monte)
- Il numero di Mach della corrente per il quale per la prima volta si raggiungono condizioni “soniche” (cioè $M=1$) sul profilo, viene detto :

Il numero di Mach critico (Critical Mach number (M_{crit}))

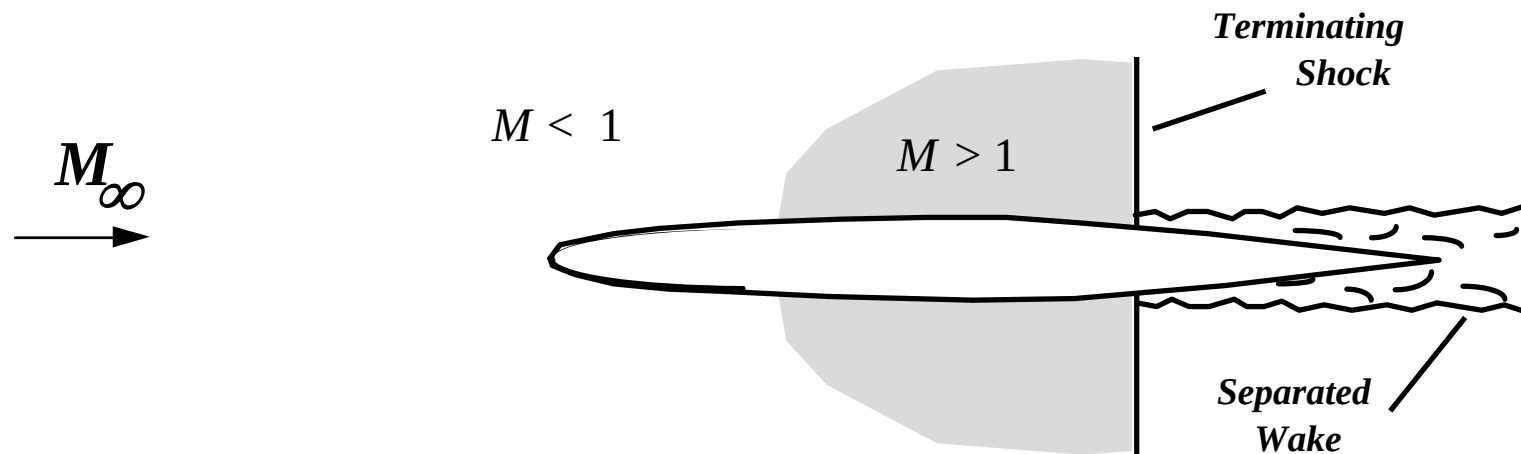




PROFILI (AIRFOILS)

Onde d'urto

- Quando il numero di Mach della corrente M_∞ supera quello critico, un' "onda d'urto" si forma sul profilo (generalmente inizialmente sul dorso del profilo)
- L'onda d'urto rappresenta una forte discontinuità di pressione (in aumento a valle) ed interagisce anche con lo strato limite causando inspessimento e possibile separazione





PROFILI (AIRFOILS)

Barriera del suono

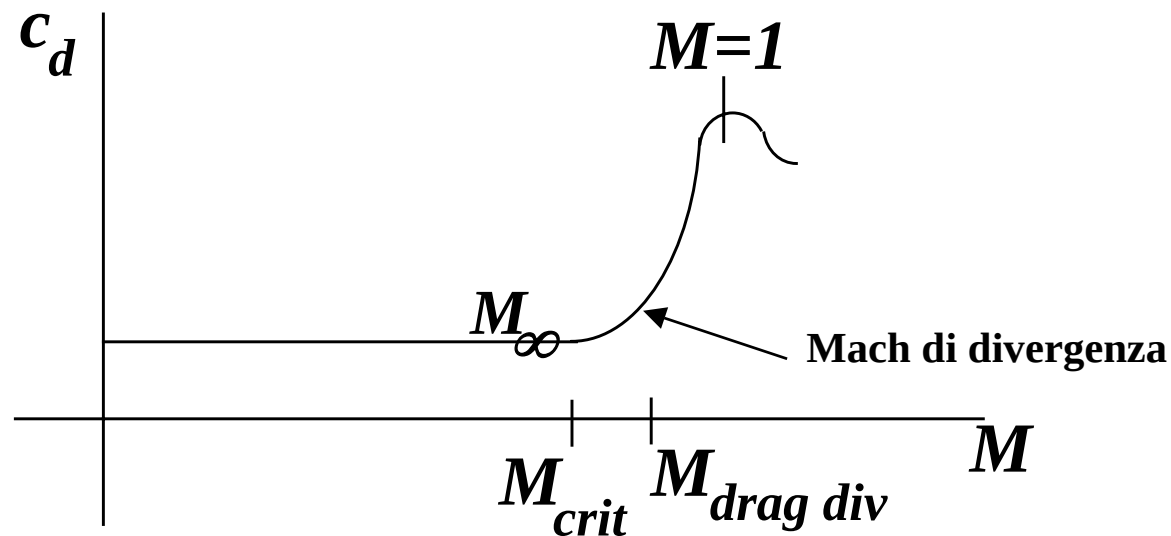
- **La resistenza associata all' "onda d'urto" e la separazione viscosa associata comportano quindi un forte aumento della resistenza. All'aumentare del Mach oltre quello critico l'onda d'urto diventa intensa e si sposta verso il bordo d'attacco del profilo.**
- **Il forte aumento di resistenza e le vibrazioni associate (buffeting) sono quelle che i piloti avvertono come "barriera del suono"**
- **Quando la resistenza aumenta molto si è raggiunto il cosiddetto *Drag Divergence Mach number* (*Mach di divergenza della resistenza*)**



PROFILI (AIRFOILS)

Resistenza in campo comprimibile

- Il coefficiente di resistenza è pressochè costante fino al raggiungimento del numero di Mach critico
- A tale valore il C_d inizia a crescere e raggiunge il suo valore massimo attorno a $M=1$



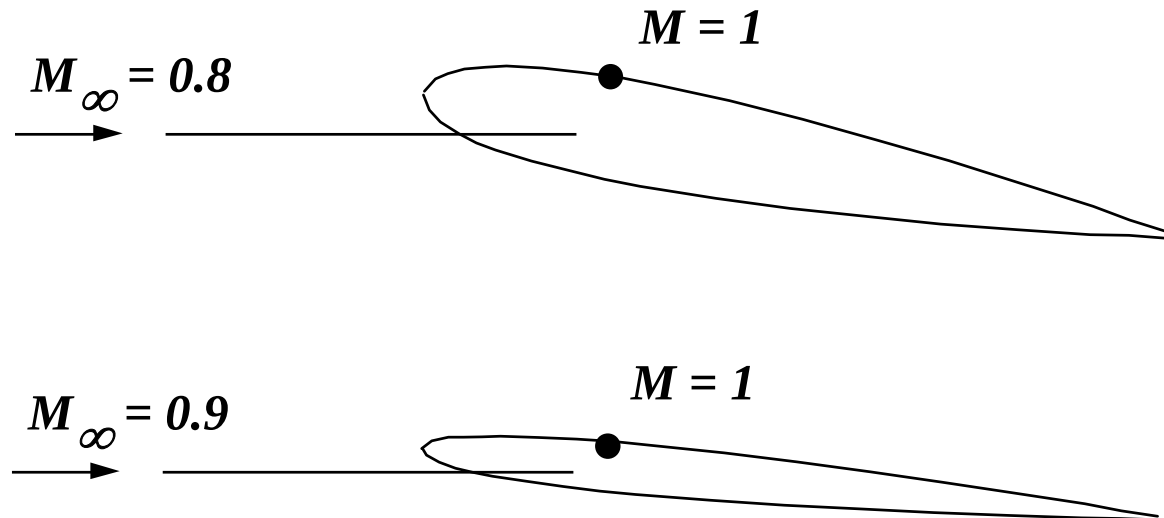


PROFILI (AIRFOILS)

Resistenza in campo comprimibile

- Poichè l'accelerazione del flusso sul dorso di un profilo alare dipende ed aumenta con :
 - angolo d'attacco
 - spessore percentuale del profilo
 - curvatura del profilo
- Il numero di Mach critico aumenta (quindi si riesce a volare fino a Mach più elevati) :
 - => riducendo lo spessore percentuale del profilo
 - => riducendo la curvatura del profilo (linea media meno curva "cambered")

Esempio:



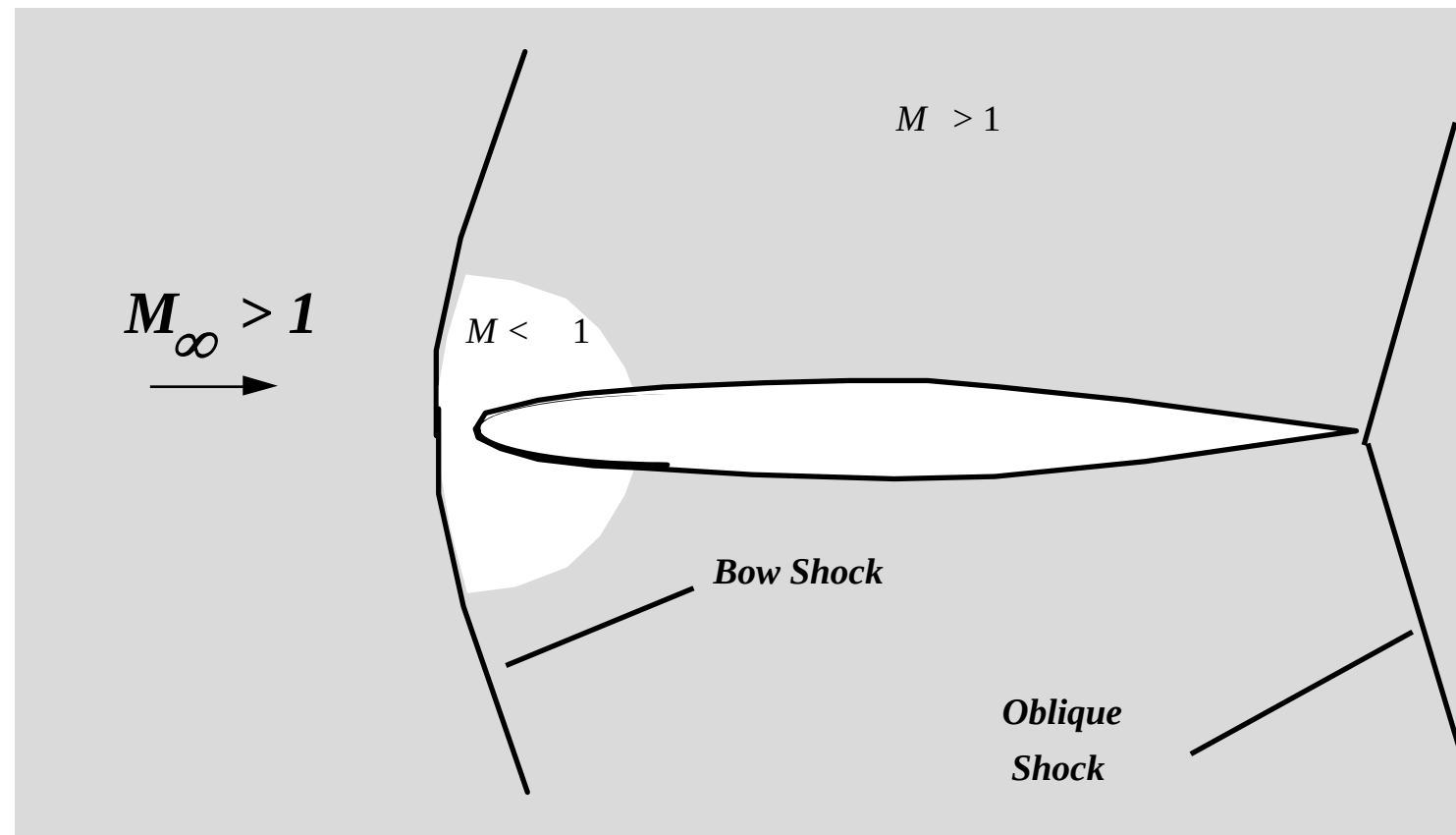
Nota: Poichè un'ala più sottile e meno curva ha minore portanza saranno essenziali I sistemi di ipersostentazione per le condizioni di bassa velocità



PROFILI (AIRFOILS)

Supersonico

- Quando il Mach della corrente diventa supersonico ($M > 1$) si formano onde d'urto curve con corpi a bordo d'attacco arrotondato

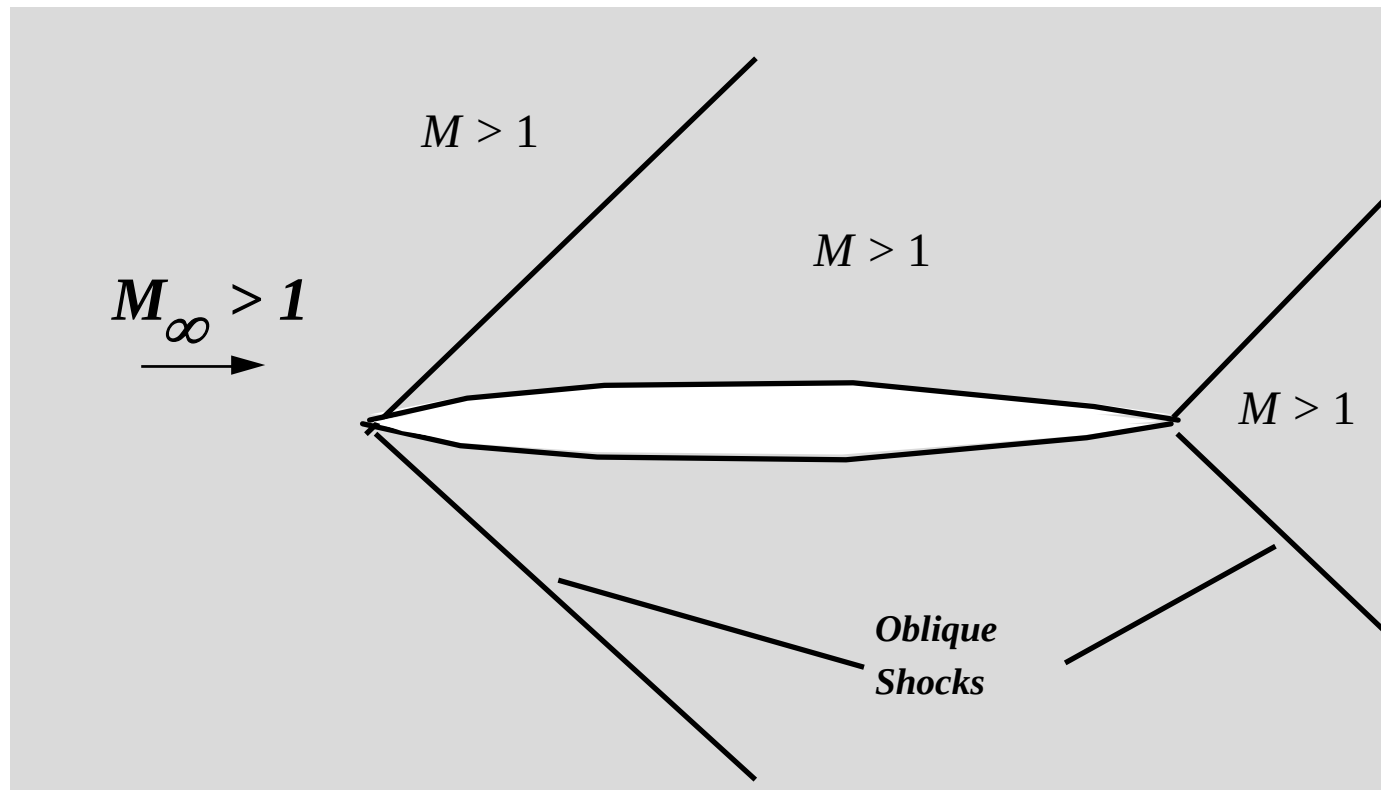




PROFILI (AIRFOILS)

Supersonico

- Ad alti numeri di Mach supersonici si formano delle onde d'urto oblique su corpi con bordo d'attacco aguzzo (vedi figura). Tutti i velivoli supersonici adottano profili alari con bordo d'attacco e di uscita aguzzo (profilo "lenticolare" come in figura). Il sistema di onde d'urto oblique offre meno resistenza d'onda rispetto all'onda curva (figura precedente)





ALA FINITA

L'ALA FINITA





ALA FINITA

Overview

- **Wings versus Airfoils**
- **Aspect Ratio**
- **Wingtip Vortices**
- **Induced Drag**
- **Total Drag**
- **3-D Effects on Lift**
- **Calculating 3-D Lift and Drag Coefficients**
- **Minimizing Induced Drag**



ALA FINITA

Wings Versus Airfoils

Airfoils (2 – *D Flow*): c_l, c_d, c_m

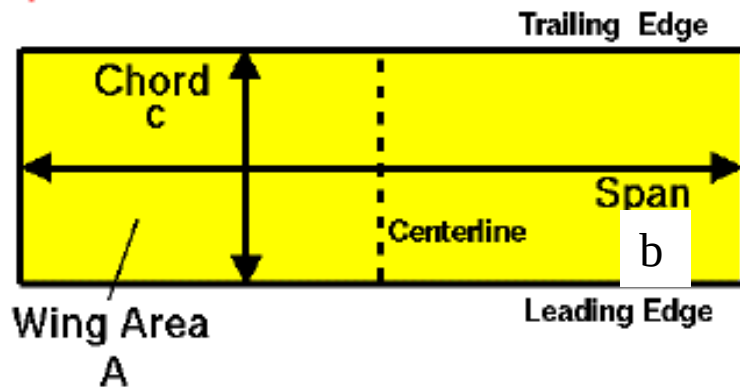
Wings (3 – *D Flow*): C_L, C_D, C_M



ALA FINITA

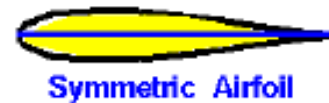
Wings geometry

Top View

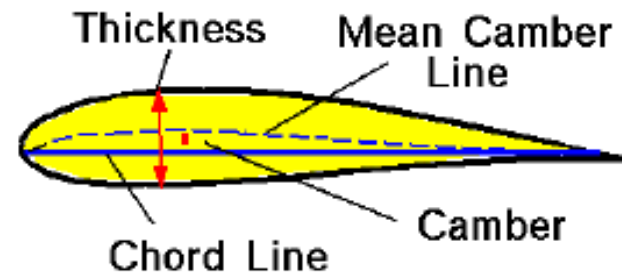


Aspect Ratio = AR

$$AR = \frac{b^2}{S}$$



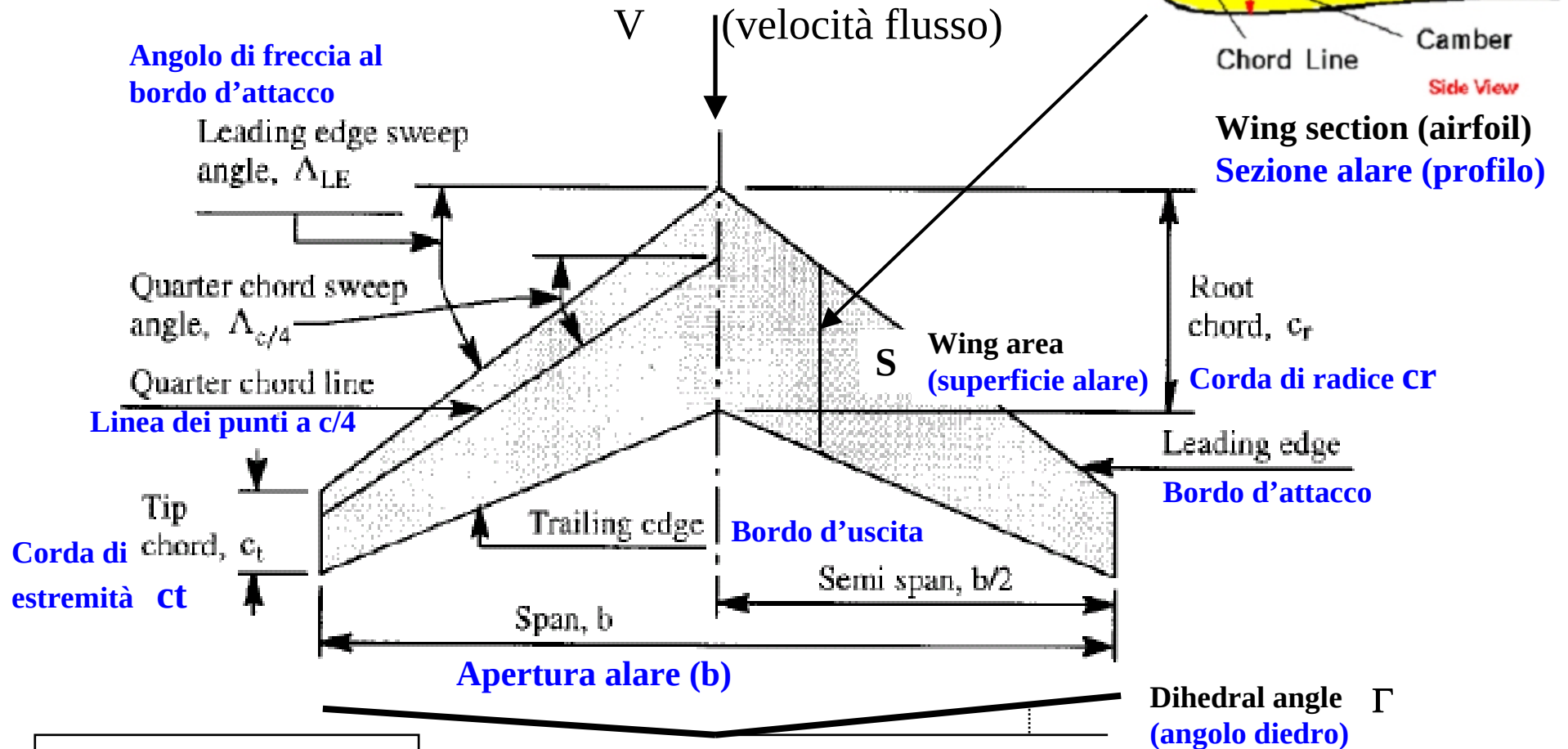
Front View



Side View



ALA FINITA



AR Aspect ratio
(allungamento alare)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Sono parametri
adimensionali

$\lambda = c_t/c_r$ taper ratio (0-1)
(rapporto di rastremazione)

Le ali dei velivoli da trasporto
sono caratterizzate da ali
➤ Rastremate
➤ a freccia



ALA FINITA

Wings geometry

In figura viene indicata :

l'apertura alare, in inglese *span*,

b (in figura indicata con s)

la corda, (*chord*)

c

corda di radice c_R (*root chord*) corda di estremità c_t (*tip chord*)

la mezzeria dell'ala, posta all'altezza della mezzeria del velivolo (*centerline*)

i bordi d'attacco (*leading edge*) e di uscita (*trailing edge*)

e l'area della superficie alare (*wing area*) S

Sono indicate anche le estremità alari (*tips*)

l'angolo diedro (*dihedral angle*) solitamente indicato con Γ

E' anche data le espressione dell'allungamento alare AR (*Aspect Ratio*)

Sono mostrate inoltre due tipiche sezioni alari, la simmetrica e la curva. La sezione alare è fatta a forma di profilo (*airfoil* in inglese). Sono indicate la corda (*chord line*), la linea media (*mean camber line*) e lo spessore (*thickness*)



ALA FINITA

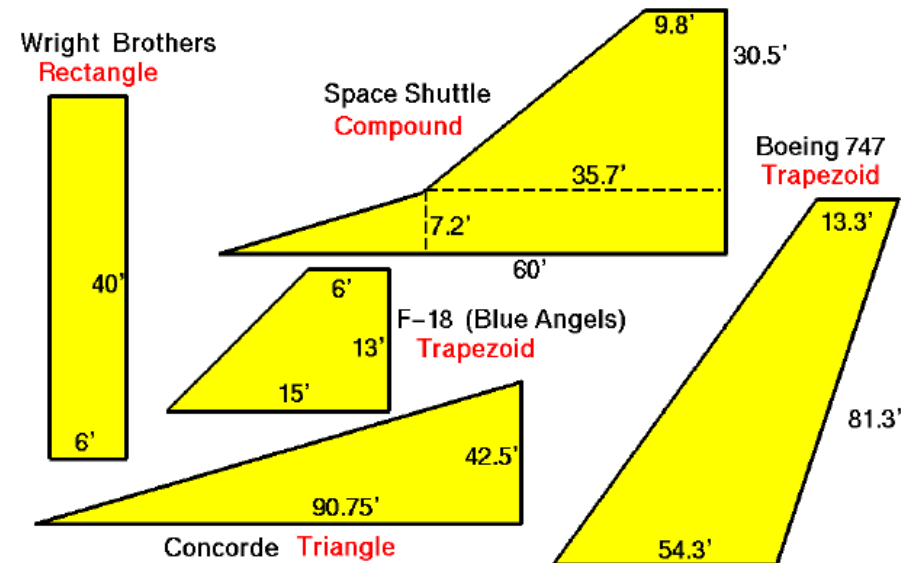
L'ala può essere rettangolare (profilo costante) oppure essere rastremata, cioè con corda di estremità più piccola rispetto a quella di radice.

Il rapporto tra la corda di estremità (c_t) e la corda di radice c_R viene detto rapporto di rastremazione (*taper ratio*) ed indicato con

$$\lambda = c_t/c_R < 1 \quad (\text{tip. Tra } 0.3 \text{ e } 0.7)$$

L'ala rastremata (*tapered wing*) viene adottata principalmente perché sposta il carico di portanza verso la radice (corde maggiori forniscono forze di portanza maggiori). Ovviamente bisogna ragionare a parità di superficie alare necessaria a fornire la portanza che equilibra il peso. Rastemando l'ala si riduce la sollecitazione flettente in corrispondenza dell'attacco ala-fusoliera.

Wings geometry



⇒ Si riesce a ridurre il peso
strutturale dell'ala



ALA FINITA

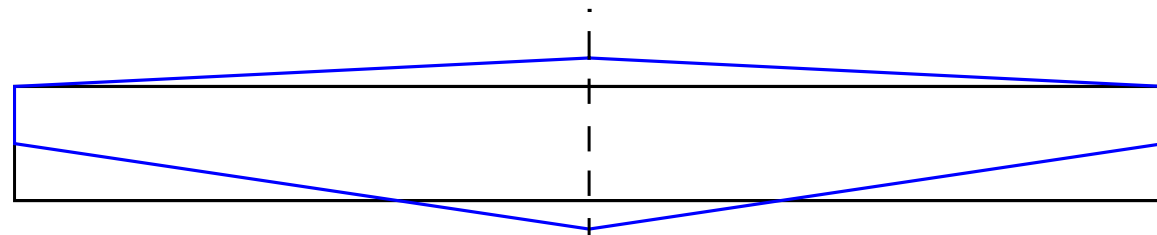
Effetto della rastremazione

Le due ali hanno la
stessa :
Apertura b
Superficie S
Aspect Ratio $AR=10$

$AR=10$

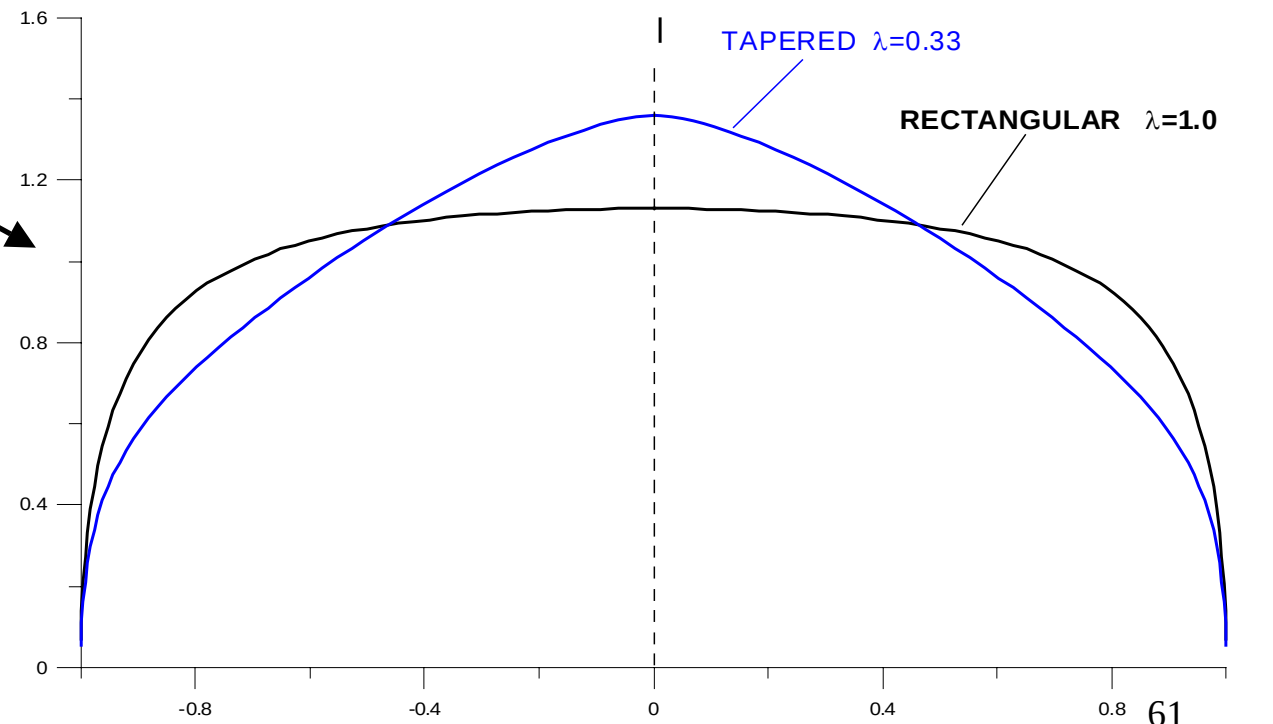
Rectangular wing $\lambda=1$

Tapered wing $\lambda=0.33$



Distribuzione di
carico
Aerodinamico

L'area sottesa dalle
due curve (che
rappresenta la
portanza totale) è
uguale per le due ali.





ALA FINITA

Wings geometry

Viene definita la

CORDA MEDIA AERODINAMICA

(*mean aerodynamic chord*)

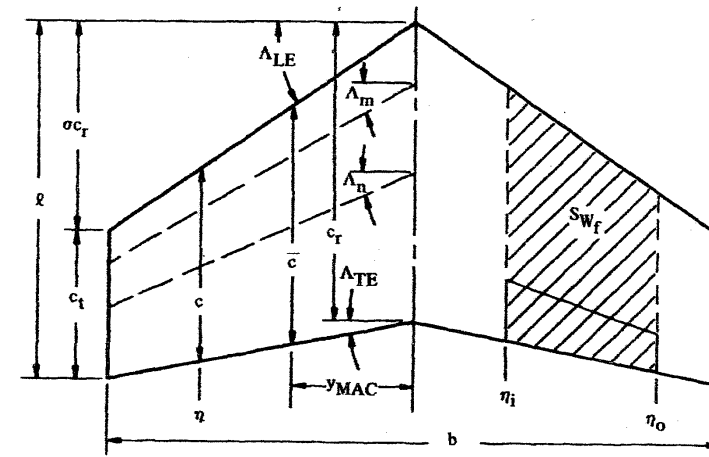
MAC

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy$$

Si può anche introdurre una corda media come :

$$C_{av} = S/b$$

Solitamente ci si riferisce sempre alla corda media aerodinamica definita come sopra



Definitions

- b. wing span *Apertura alare*
c. chord of wing (parallel to axis of symmetry) at any given span station y
Corda alare parallela all'asse di simmetria a ciascuna stazione y lungo l'apertura



ALA FINITA

Wings geometry

I velivoli che operano a velocità elevate (transonico e alto transonico) (cioè numero di Mach tra 0.6 e 0.9), devono adottare un certo angolo di freccia (*sweep angle*)

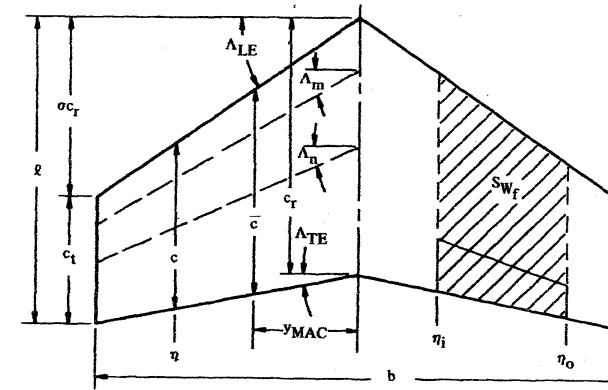
Viene definito :

Λ_{le} angolo di freccia al bordo d'attacco

$\Lambda_{c/4}$ angolo di freccia della linea a $c/4$

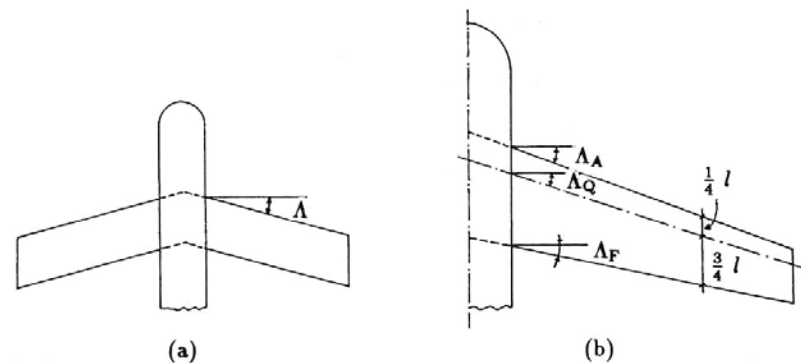
Λ_{te} angolo di freccia al bordo d'uscita

Un'ala a freccia (*swept wing*) può essere a freccia positiva (verso dietro *sweepback*, come in figura) o a freccia negativa (verso avanti), quest'ultima molto più rara.



Definitions

- b. wing span *Apertura alare*
c. chord of wing (parallel to axis of symmetry) at any given span station y
Corda alare parallela all'asse di simmetria a ciascuna stazione y lungo l'apertura



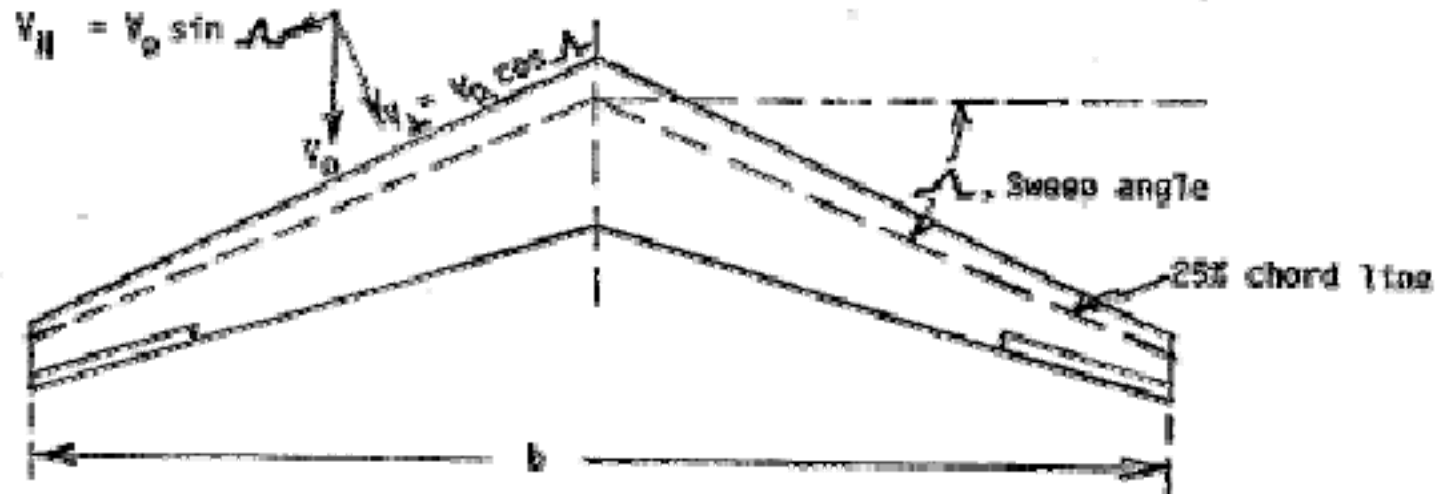
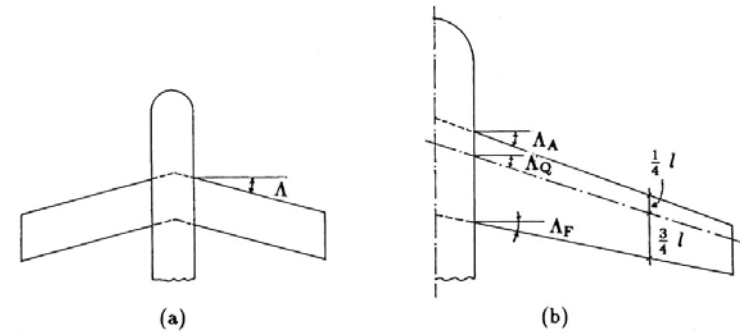


ALA FINITA

Wings geometry

I velivoli che operano a velocità elevate (transonico e alto transonico) (cioè numero di Mach tra 0.6 e 0.9) , devono adottare un certo angolo di freccia (*sweep angle*).

L'angolo di freccia riduce la componente di velocità della corrente (cioè del Mach) perpendicolare al bordo d'attacco.



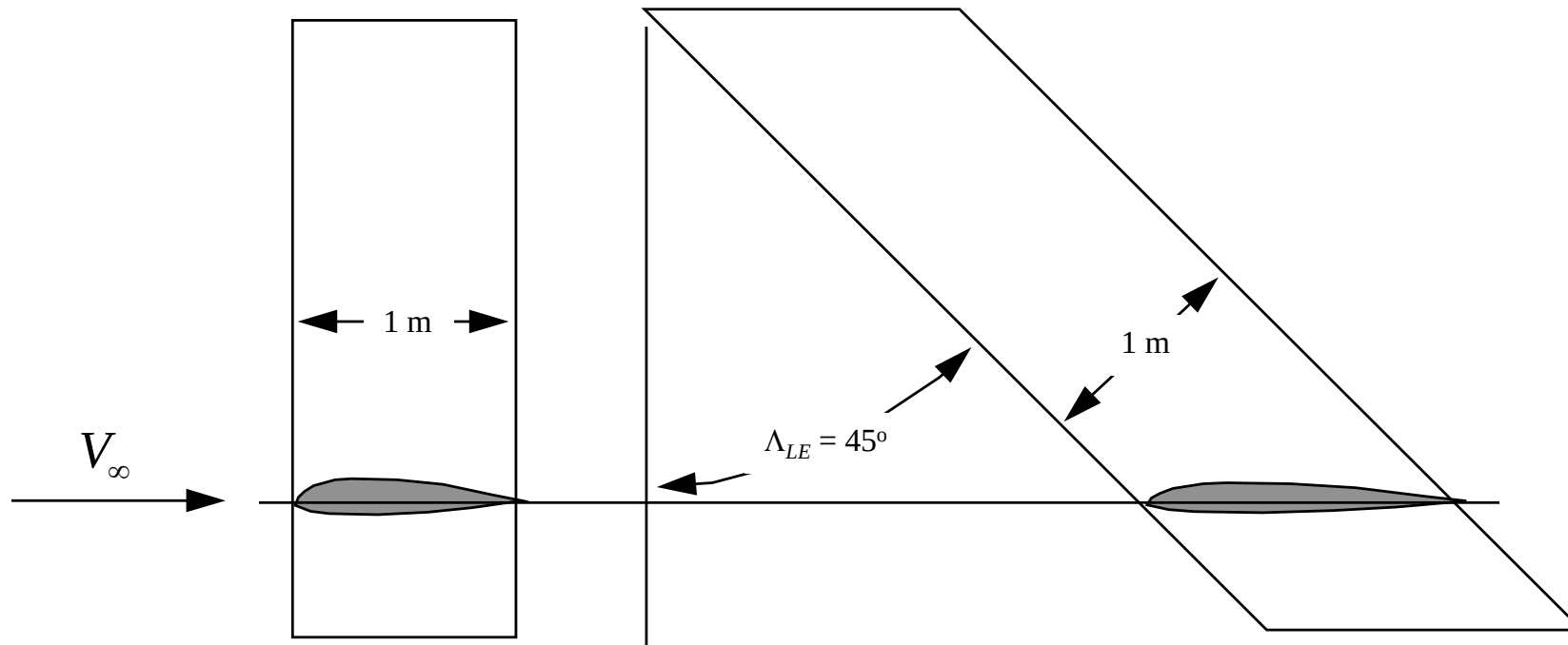


ALA FINITA

Angolo di freccia e Mach critico

- Si riesce ad incrementare il numero di Mach critico del velivolo agendo sull'angolo di freccia

$$M_{crit} = 1.0 - \cos^{0.6} \Lambda_{0.25c} (1.0 - M_{crit (unswept)})$$





ALA FINITA

Angolo di freccia e Mach critico

- Solo attraverso l'adozione di angoli di freccia tra 20° e 35° si riesce a volare con velivoli da trasporto a getto a valori di Mach tra 0.80 e 0.86.
- L'angolo di freccia comporta però minore capacità di generare portanza (minore coefficiente di portanza massimo) per il velivolo. Quindi, per non accrescere troppo le corse di decollo e di atterraggio, i valori di tale angolo vengono limitati ai valori precedentemente esposti.



ALA FINITA

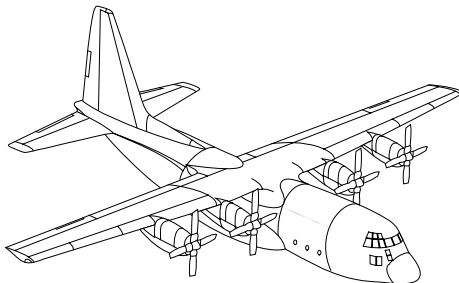
Aspect Ratio

Aspect Ratio (AR):

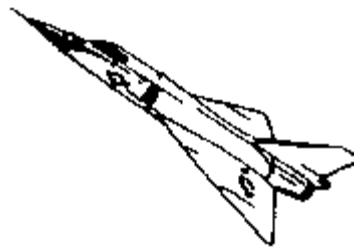
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Note: $AR = b/c$ for rectangular wings.

High AR



Low AR



Typical Values

Fighters: 2-5

Transports: 6-10

Gliders: 10-15



ALA FINITA

Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Valori tipici:

1 Lockheed Electra AR=7.5

2 Shorts 360 AR=12.4

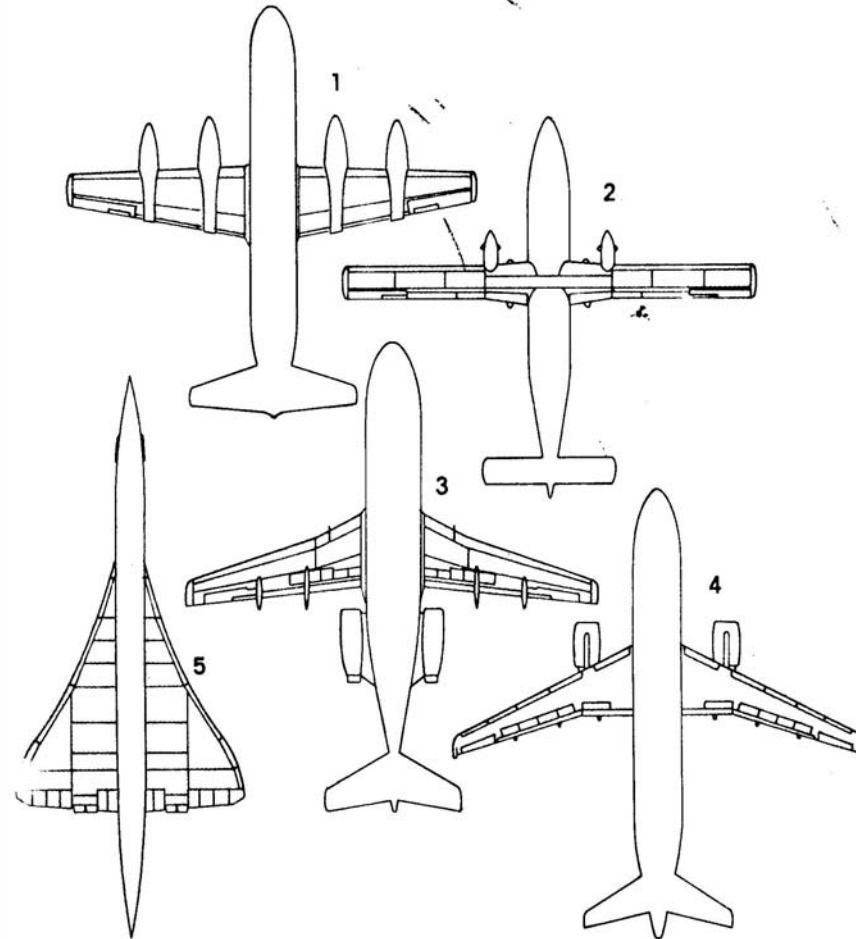
3 Fokker F28 AR=8

4 Airbus A320 AR=9.4

5 Concorde AR=2

Aspect Ratio

Allungamenti alari a confronto



27

00



ALA FINITA

Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Aspect Ratio

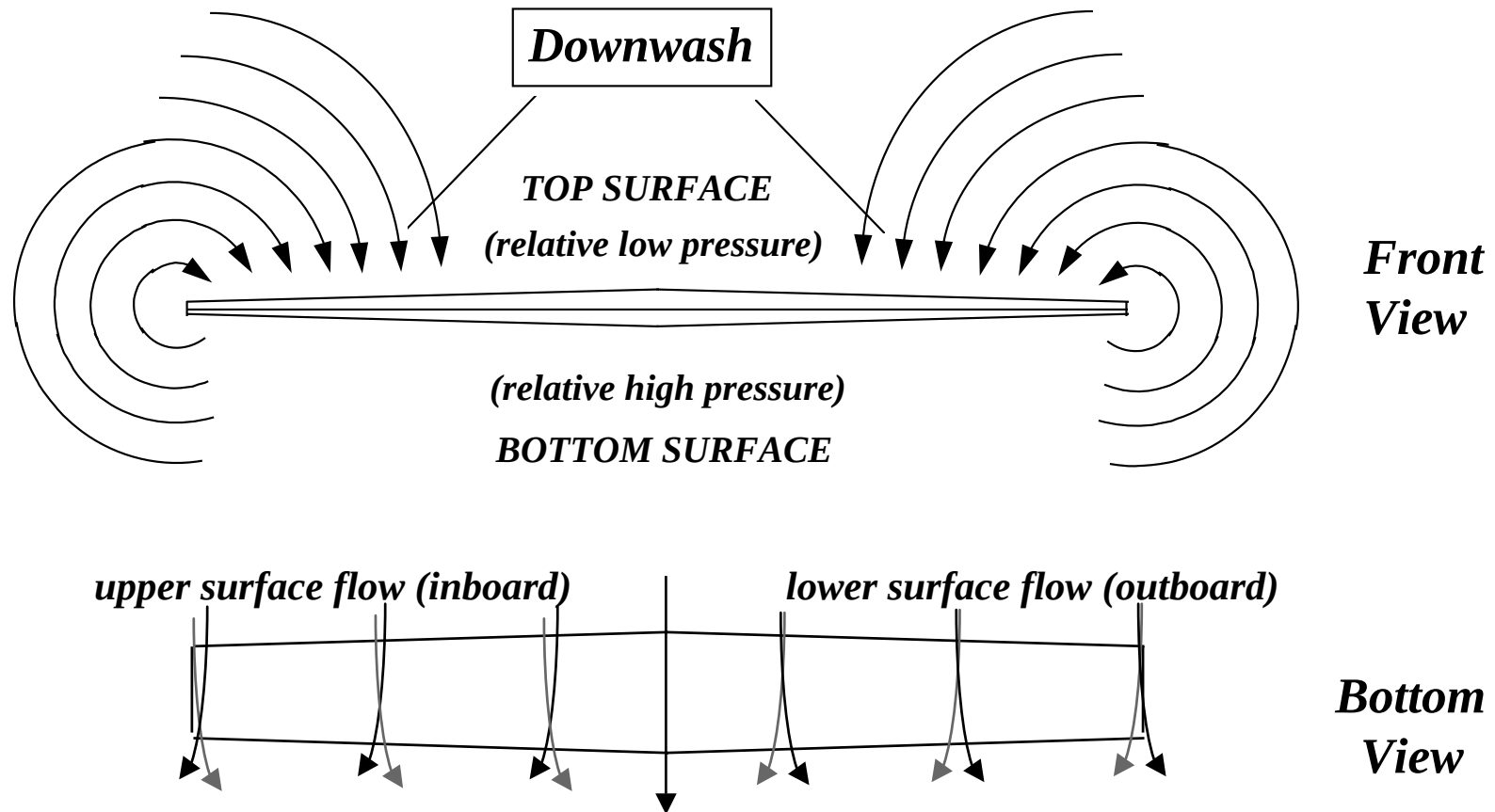
AR elevato è sempre positivo da un punto di vista aerodinamico (migliore portanza e minore resistenza indotta).

E' evidente che valori troppo elevati di AR comportano però un aumento della sollecitazione strutturale flettente alla radice dell'ala (a parità di peso e quindi di portanza da generare per il volo). E' quindi altresì chiaro che un'ala con AR maggiore avrà anche maggiore peso strutturale. Non dimentichiamo che il progettista di velivoli tende sempre ad ottimizzare il rapporto tra il peso strutturale del velivolo ed il peso del cosiddetto "carico UTILE", cioè carico pagante(passeggeri o merci) e carico di combustibile.



ALA FINITA

Wingtip Vortices

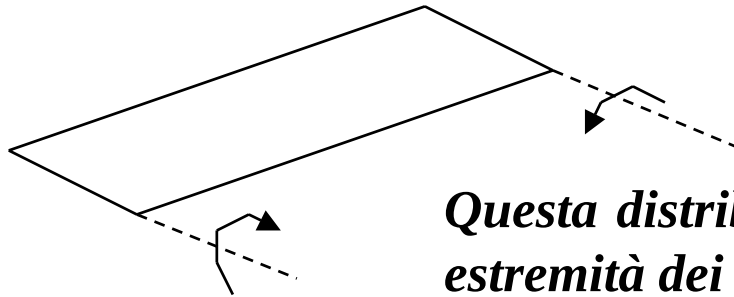


The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.



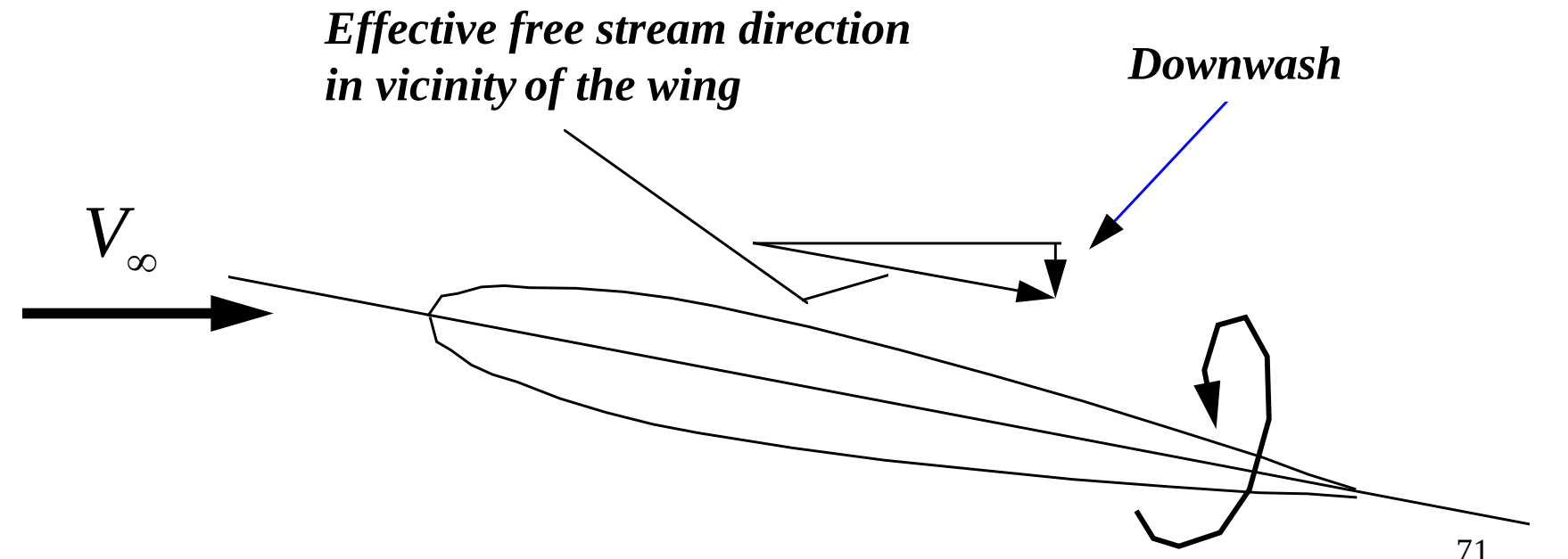
ALA FINITA

Wingtip Vortices



Questa distribuzione di pressione e flusso produce alle due estremità dei vortici che si estendono a valle.

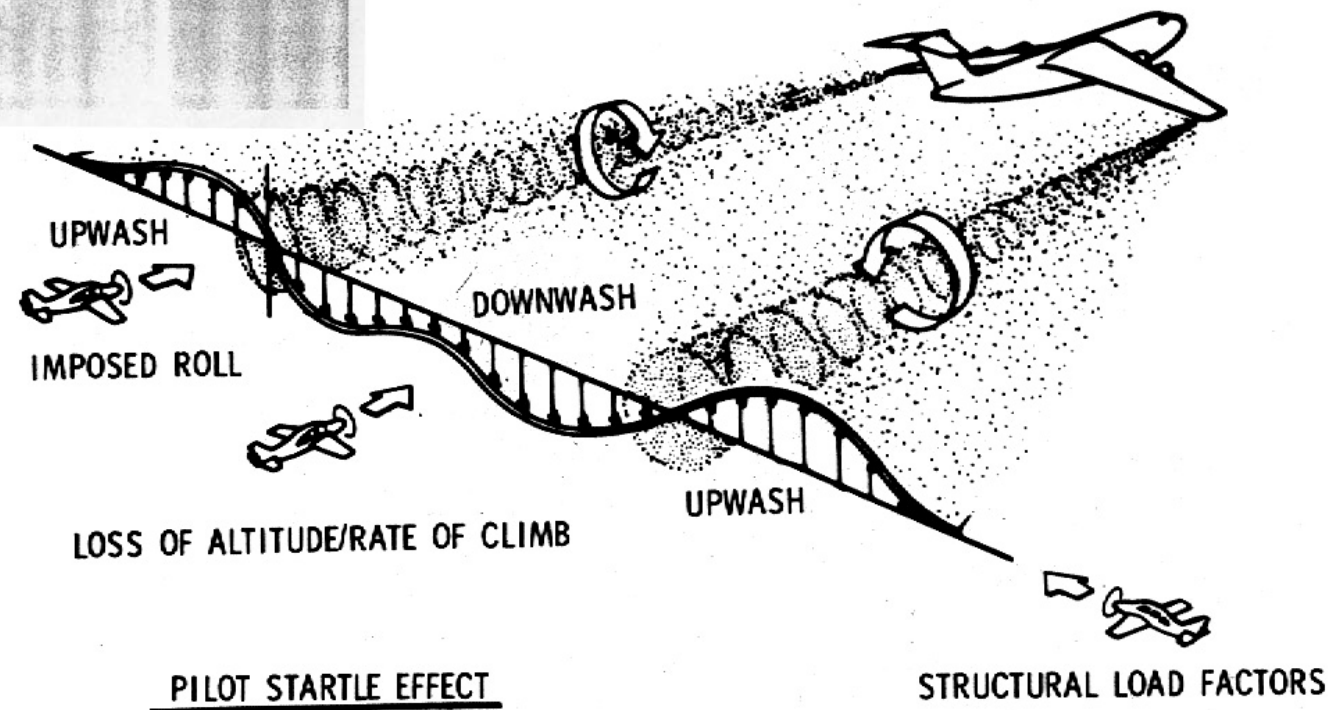
Tali vortici vanno però a modificare anche la direzione della corrente che investe l'ala. Tale deflessione della corrente viene detta "downwash".





ALA FINITA

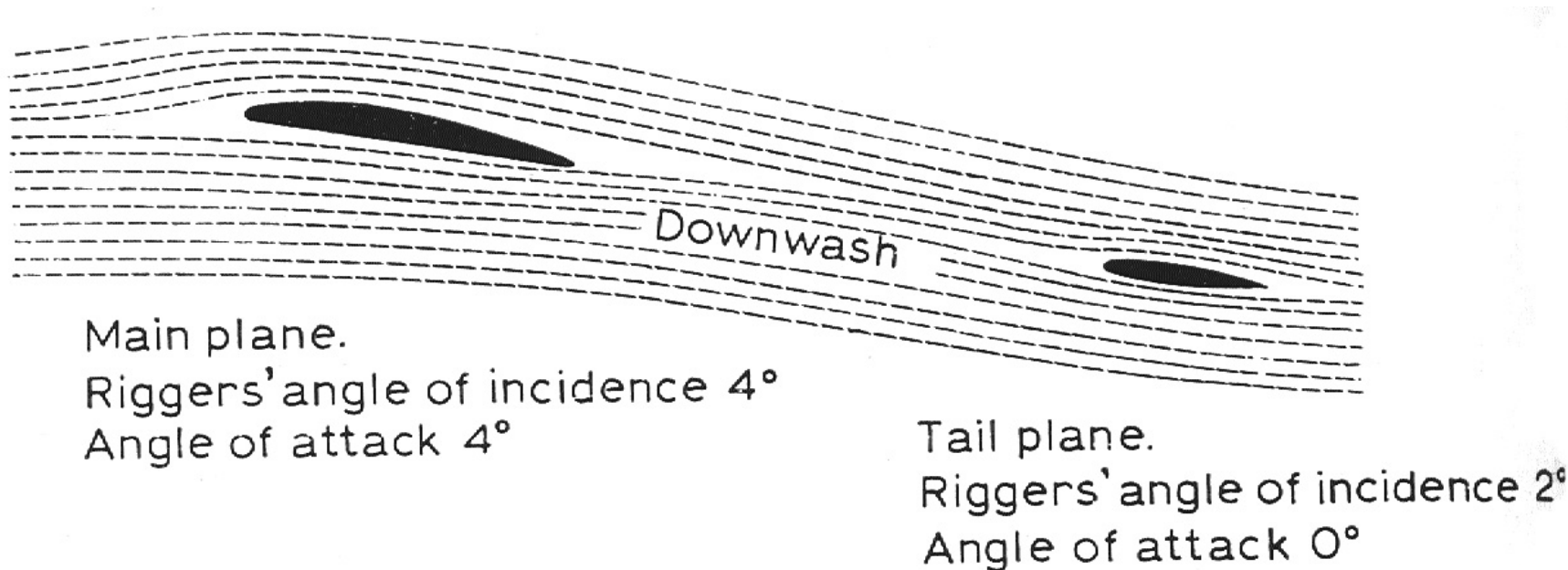
Wingtip Vortices





ALA FINITA

Wingtip Vortices

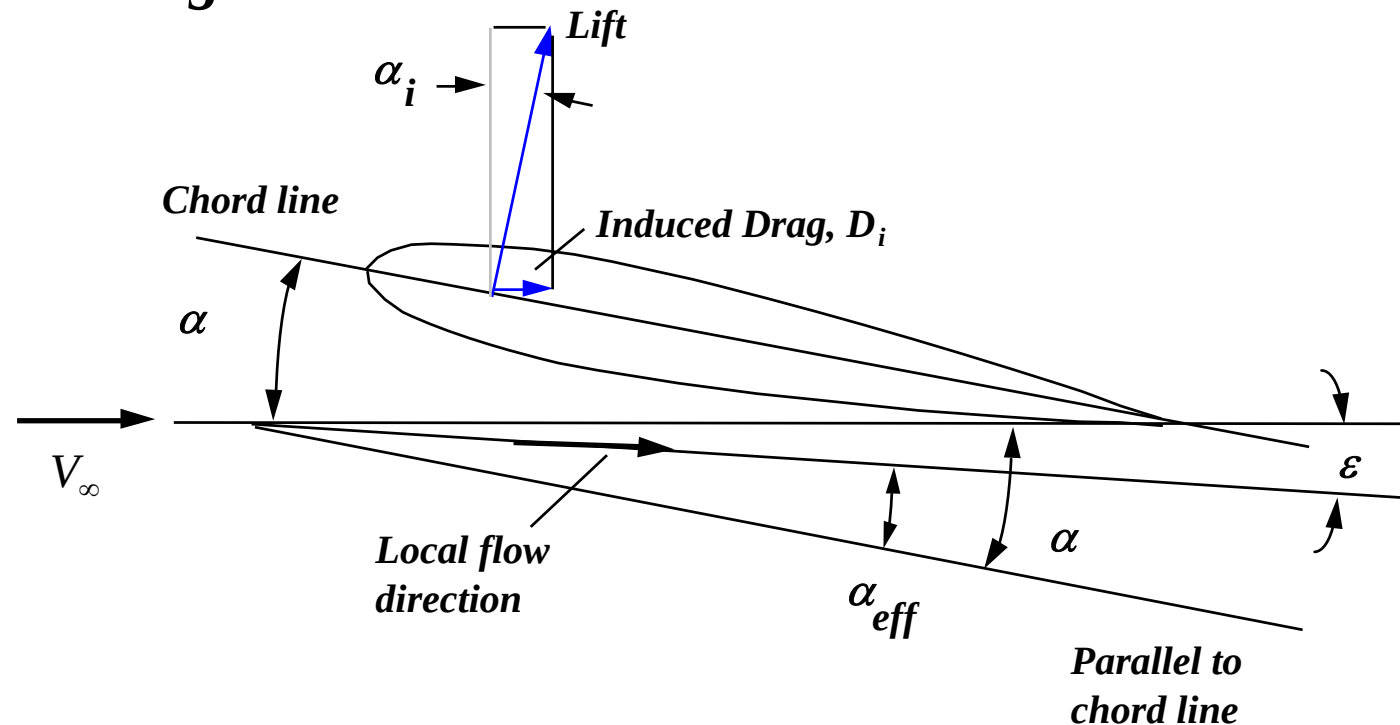




ALA FINITA

Induced Drag

Redrawing the lift vector perpendicular to the new local flow direction gives components perpendicular and parallel to the free stream velocity. The parallel component is “drag due to lift” or “induced drag.”





ALA FINITA

Induced Drag

- **Consequences of wingtips:**
 - Reduced lift
 - Increased drag
- **Induced drag will be greatest when the pressure difference between upper and lower surfaces is greatest**
 - High angles of attack
 - Takeoff and landing
- **Induced drag will be zero when there is no pressure difference (i.e. at zero lift)**



ALA FINITA

Induced Drag

Induced Drag: $D_i = L \sin \alpha_i$

since α_i is generally small,

$$D_i = L \alpha_i \quad (\alpha_i \text{ in radians})$$

It can be shown that for elliptical lift distributions

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}$$

$$\text{i.e.,} \quad D_i = L \alpha_i = \frac{L C_L}{\pi AR}$$



ALA FINITA

Induced Drag

and since $L = q_{\infty} S C_L$

$$D_i = \frac{q_{\infty} S C_L^2}{\pi A R}$$

or, $C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R}$



ALA FINITA

Induced Drag

For wings IN GENERAL (i.e. those not necessarily having an elliptical lift distribution) we introduce a Span Efficiency Factor (e), so that:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

***where $e=1$ for elliptical loading
 $e<1$ for non-elliptical loading
(typically $0.85<e<0.95$)***



ALA FINITA

Total Drag

■ Total drag now has two components

- Profile drag (skin friction + pressure)
- Induced drag

■ In coefficient form:

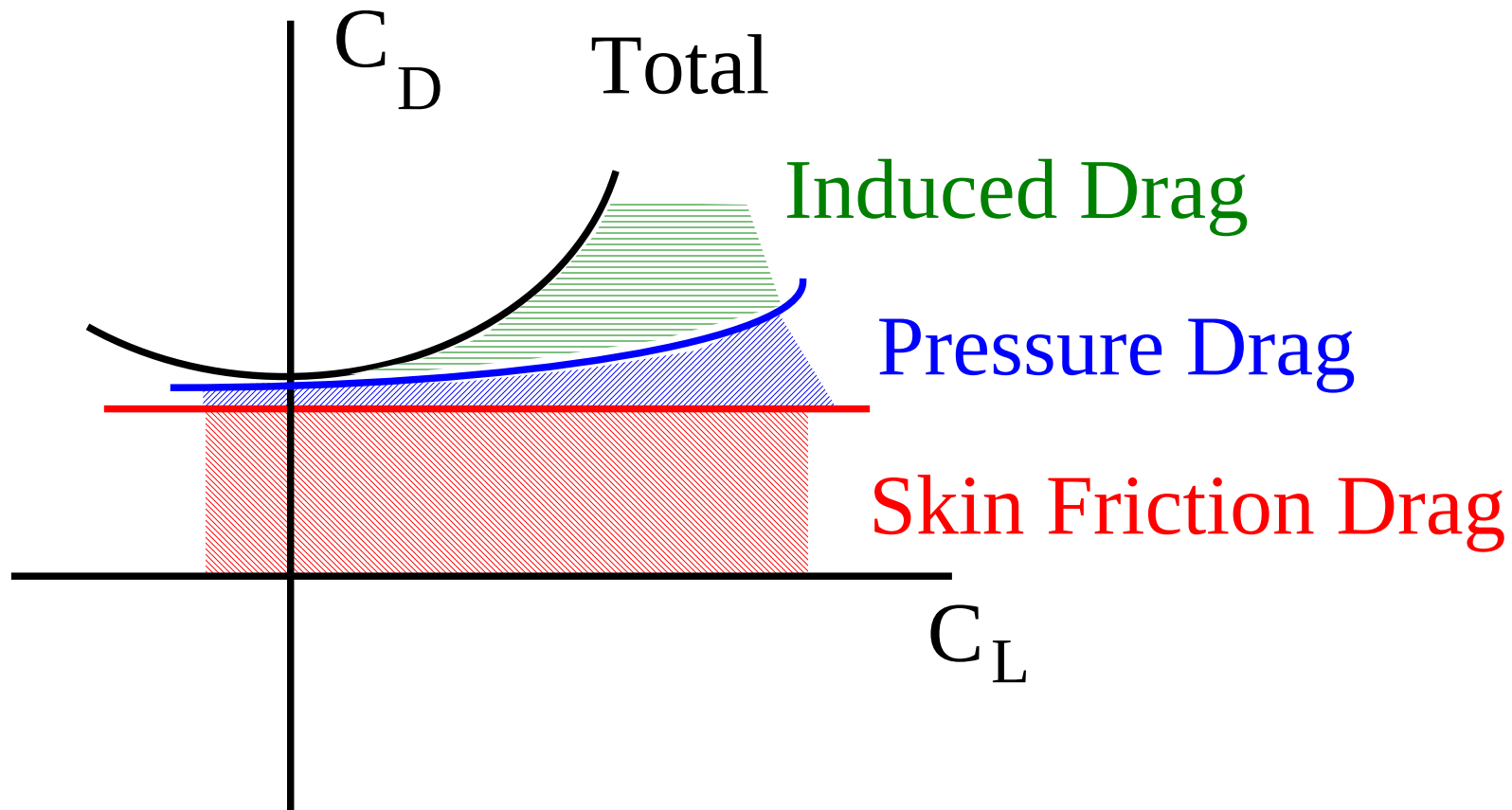
$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

$$\textit{Total} = \textit{Pr ofile} + \textit{Induced}$$



ALA FINITA

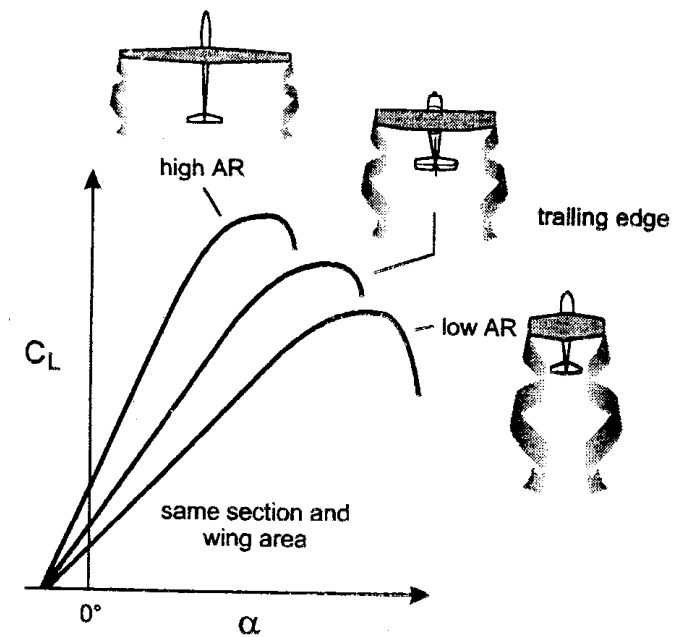
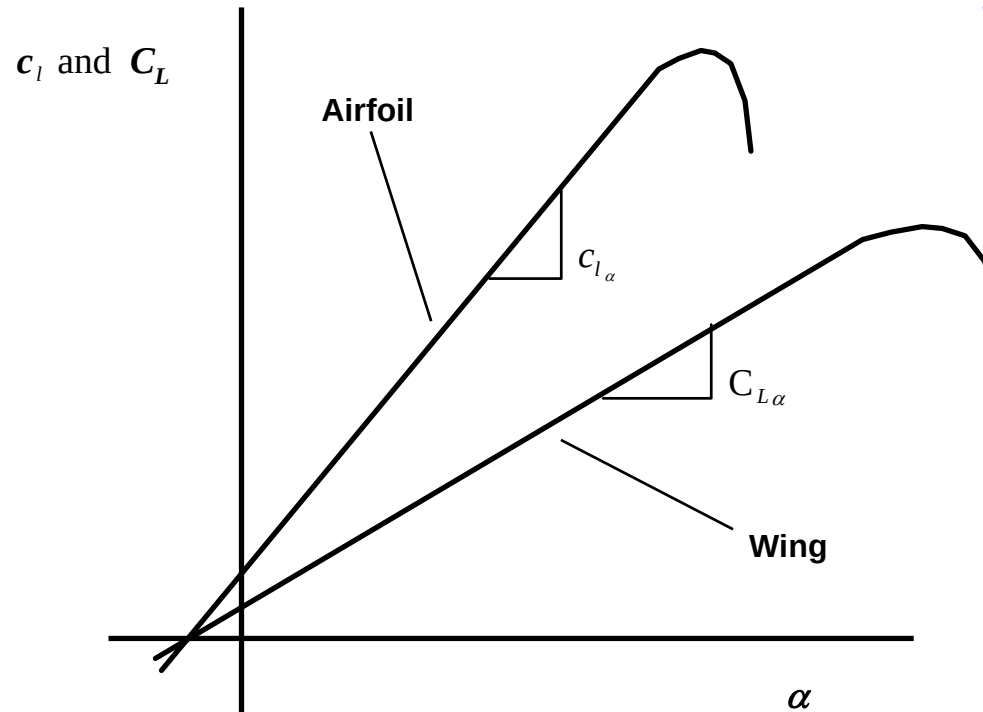
Total Drag





ALA FINITA

3-D Effects on Lift



Notice the slope is decreased for the wing and the zero lift angle of attack is unchanged.



ALA FINITA

Calculating 3-D Lift and Drag Coefficients

$$C_{L_\alpha} = \frac{c_{l_\alpha}}{1 + \left(\frac{57.3 c_{l_\alpha}}{\pi e AR} \right)}$$

$$C_L = C_{L_\alpha} (\alpha - \alpha_{L=0})$$

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

$$C_D = c_d + C_{D_i} = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

*Find 3-D lift curve
slope ($c_{l_\alpha} = 0.1/\text{deg}$)*

*Find 3-D lift coefficient
($\alpha_{L=0}$ from chart)*

Find induced drag coeff.

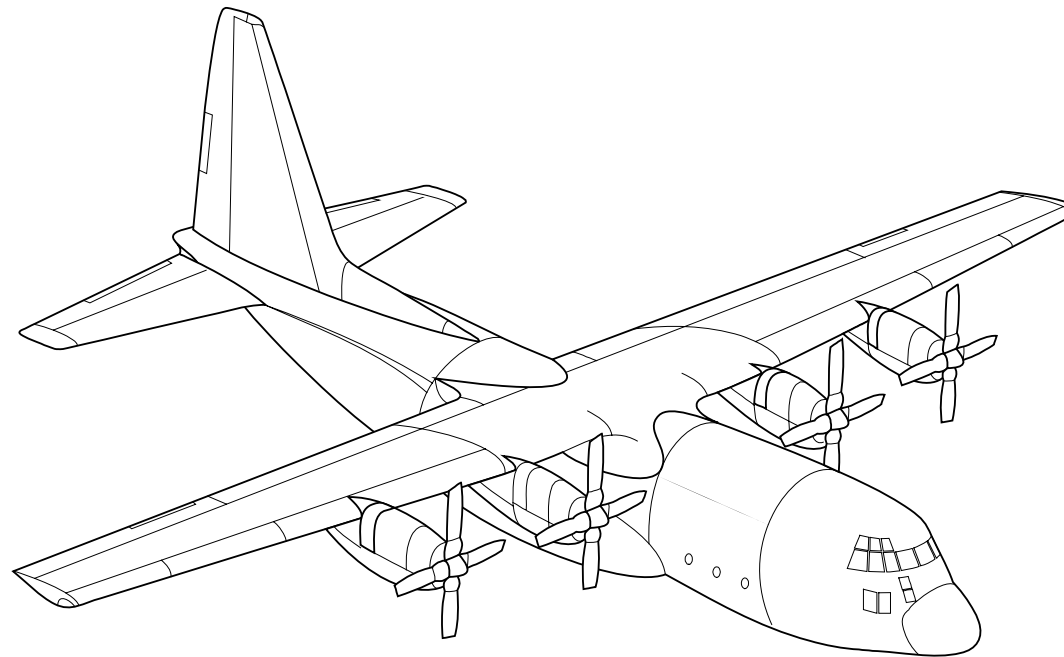
*Find total drag coeff.
(c_d from chart)*



ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

High Aspect Ratio

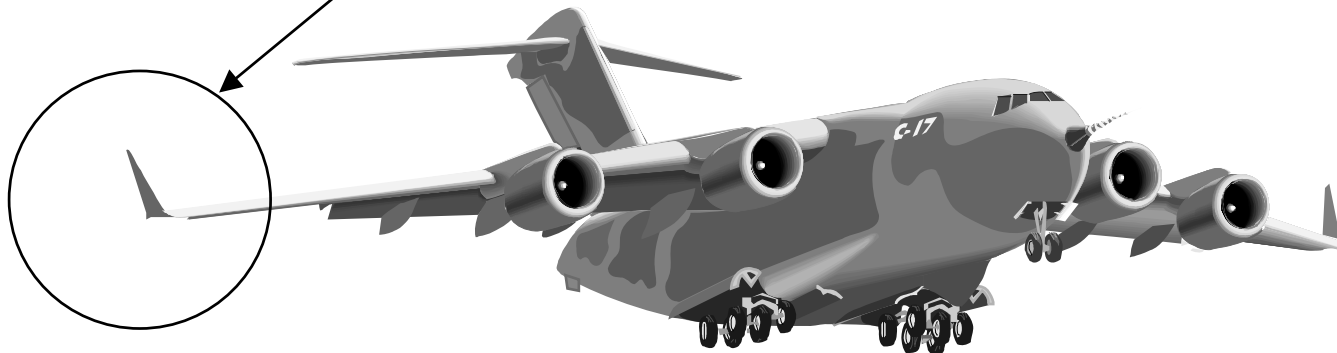




ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

Winglets

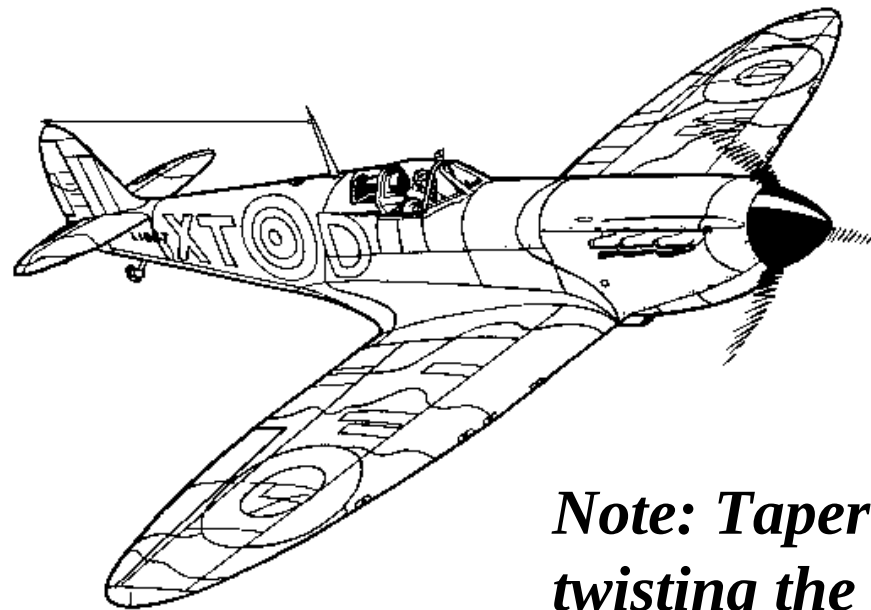




ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

Elliptical Planform



Note: Tapering and twisting the wing will achieve the same result at the design lift coefficient.



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Le seguenti equazioni rimangono valide:

$$L = C_L q S \quad D = C_D q S$$

Ora si devono definire i coefficienti per l'intero velivolo, non solo per l'ala. Le altre parti del velivolo (fusoliera, piani di coda, gondole motori) contribuiscono alla portanza e alla resistenza.

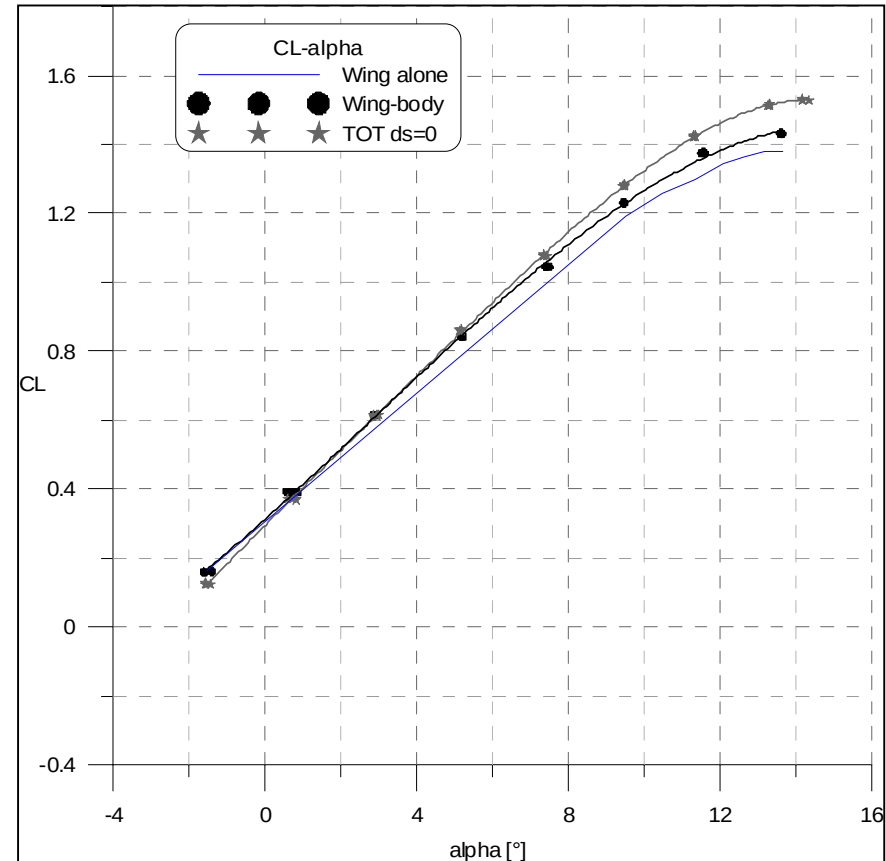


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

La fusoliera fornisce un contributo generalmente basso.

Il piano di coda può fornire agli alti assetti anche un contributo pari al 10%.

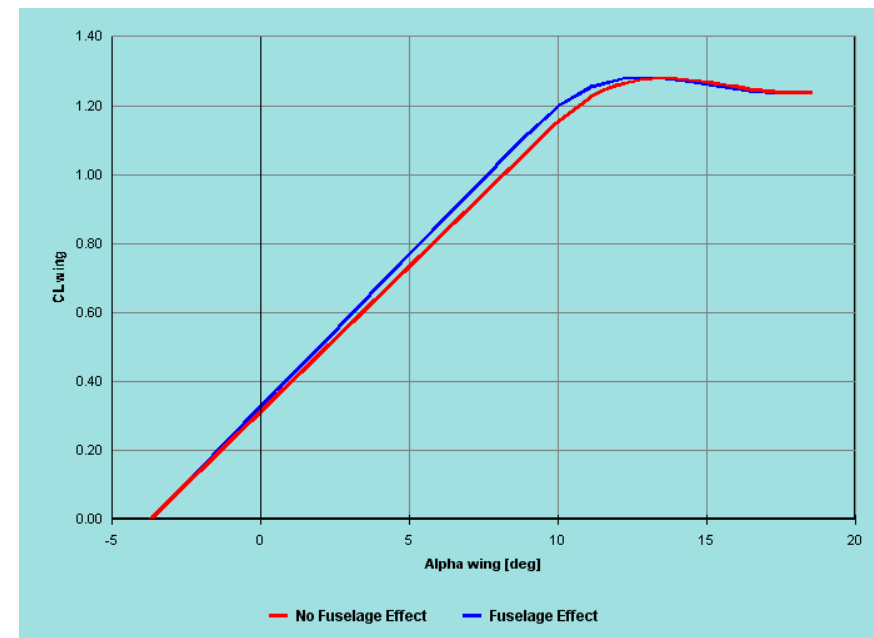
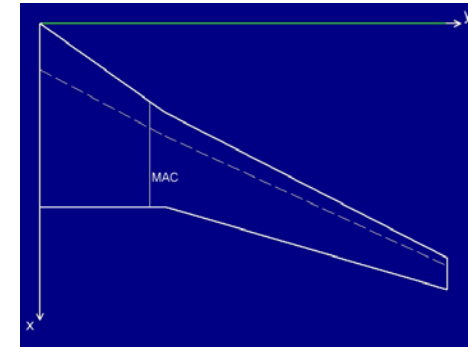
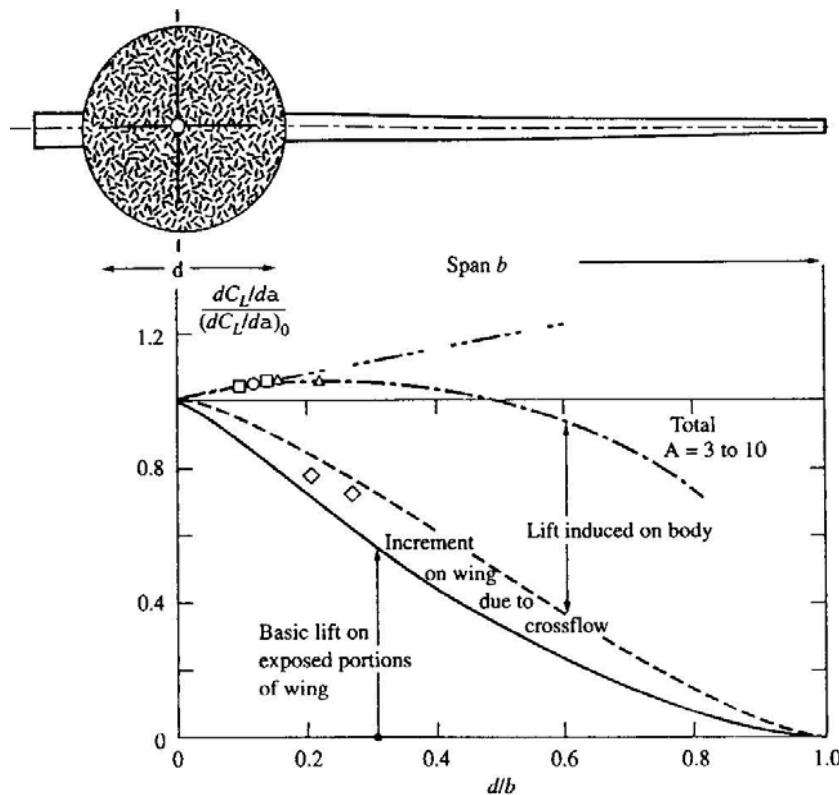




PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

Il contributo della fusoliera dipende dal rapporto tra il diametro della stessa e l'apertura alare.



Effetto della fusoliera sulla portanza di un velivolo da trasporto a getto



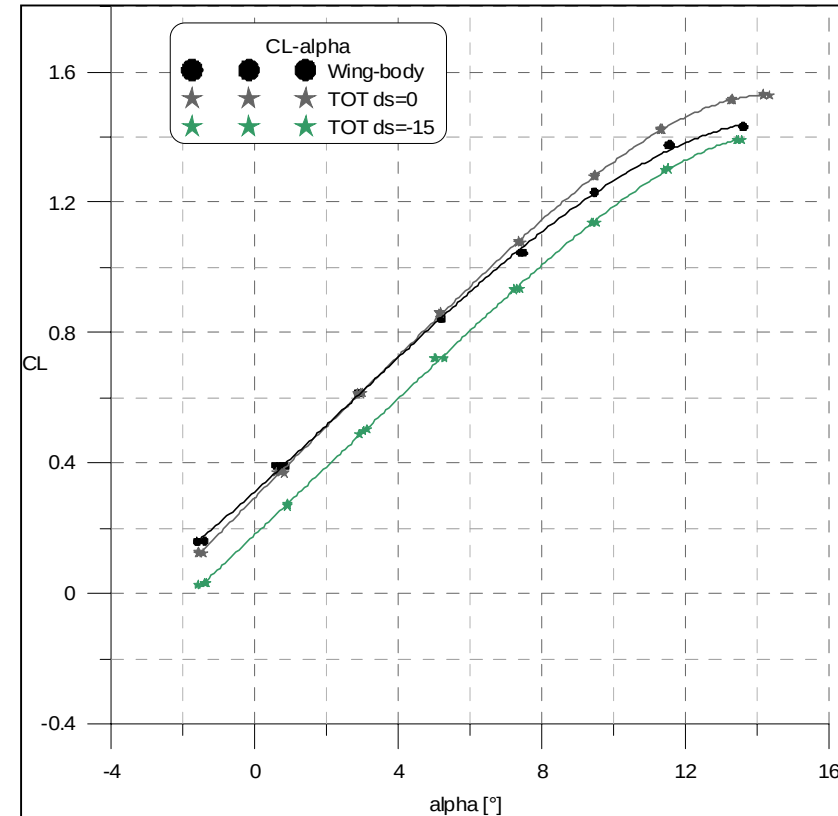
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

Il contributo del piano di coda orizzontale può essere anche del 10% ad assetti elevati.

Bisogna però tenere conto che per l'equilibrio, agli assetti elevati, la parte mobile dovrà essere deflessa verso l'alto, riducendo così la portanza del piano.

In definitiva, per configurazioni usuali di velivoli (sia leggeri che da trasporto a getto) il contributo di portanza dell'ala rappresenta il 90-95% della portanza globale in condizioni di velivolo equilibrato.



Effetto della deflessione del piano di coda sulla portanza del velivolo completo



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Wing:

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

2-D Airfoil Profile Drag (varies with c_l) Span Efficiency Factor Vortex Induced Drag

Intero velivolo:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_o AR}$$

Zero Lift Drag (constant) Oswald's Efficiency Factor All Drag Due to Lift



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_o AR}$$

C_{D0} : Resistenza (attrito, scia e res. d'onda) del velivolo a portanza zero. (Resistenza Parassita)

Tale resistenza include la resistenza d'attrito (che è circa il 80-90%) e quella di pressione (scia).

e_o : Fattore di Efficienza di Oswald.

Simile al fattore di resistenza indotta (e), ma ora include anche gli incrementi di resistenza parassita all'aumentare dell'angolo d'attacco (o all'aumentare del CL).

E' quindi chiaro che, poichè esso modella non solo la resistenza indotta(dovuta ai vortici di estremità),il valore di e_o deve essere minore del valore di e .



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Ponendo:

$$k = \frac{1}{\pi e_o AR}$$

Fornisce:

$$C_D = C_{D_o} + k C_L^2$$

Res Parassita

***Res. dovuta alla
portanza***

***Questa equazione è conosciuta come
POLARE DI RESISTENZA***



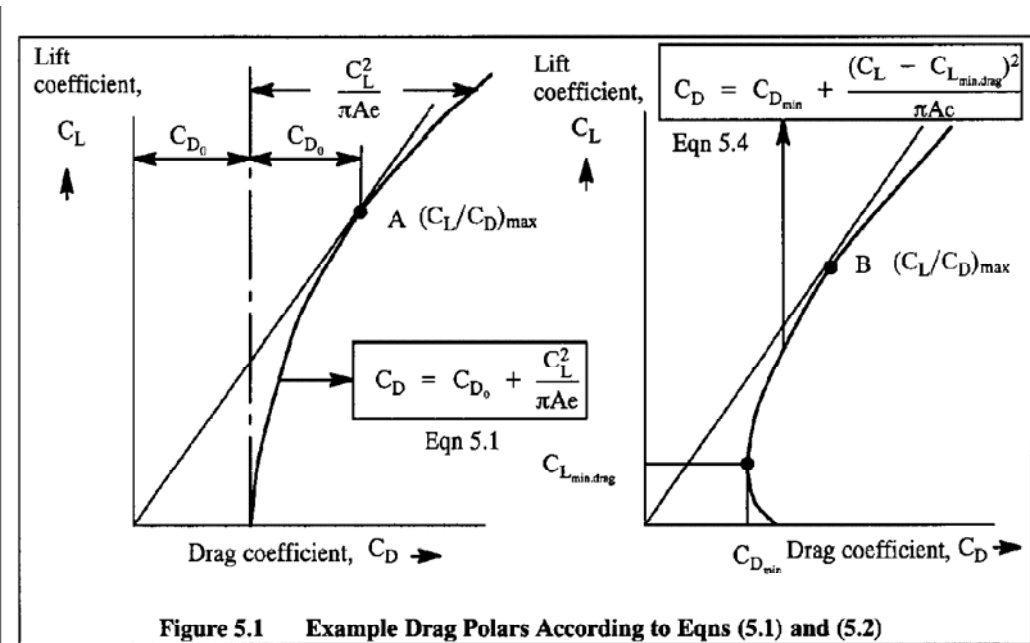
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

La polare di resistenza dei velivoli è definibile come “parabolica” in un certo intervallo di C_L .

A volte il valore minimo di C_D non si ha a $C_L=0$.

In tal caso si può comunque modellare come una polare parabolica ad asse spostato.





PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Si può definire l'efficienza aerodinamica come rapporto tra portanza e resistenza (tra il C_L ed il C_D):

$$E = C_L / C_D \text{ o anche } E = L / D$$

Il valore massimo dell'efficienza di un velivolo varia tra 10 e 20.

Il valore minimo del C_D non si ha a $C_L = 0$ ed ha un valore dell'ordine di 0.020-0.030.

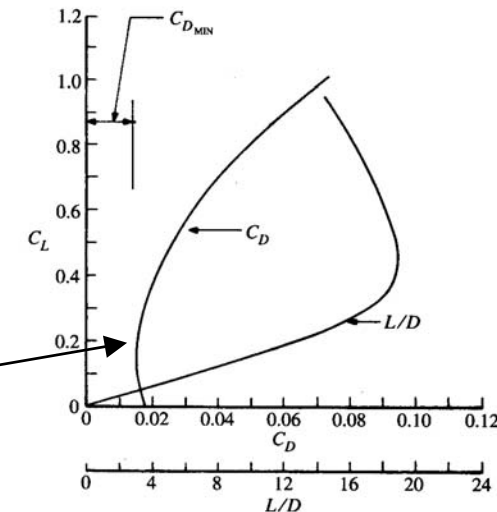
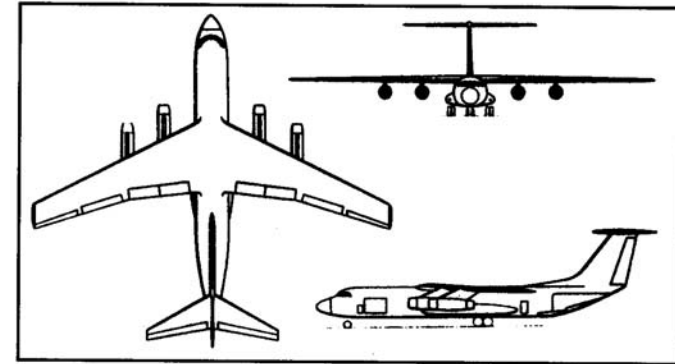


Figure 2.60 Low-speed drag polar and L/D variation for the Lockheed C-141A (shown in three-view).

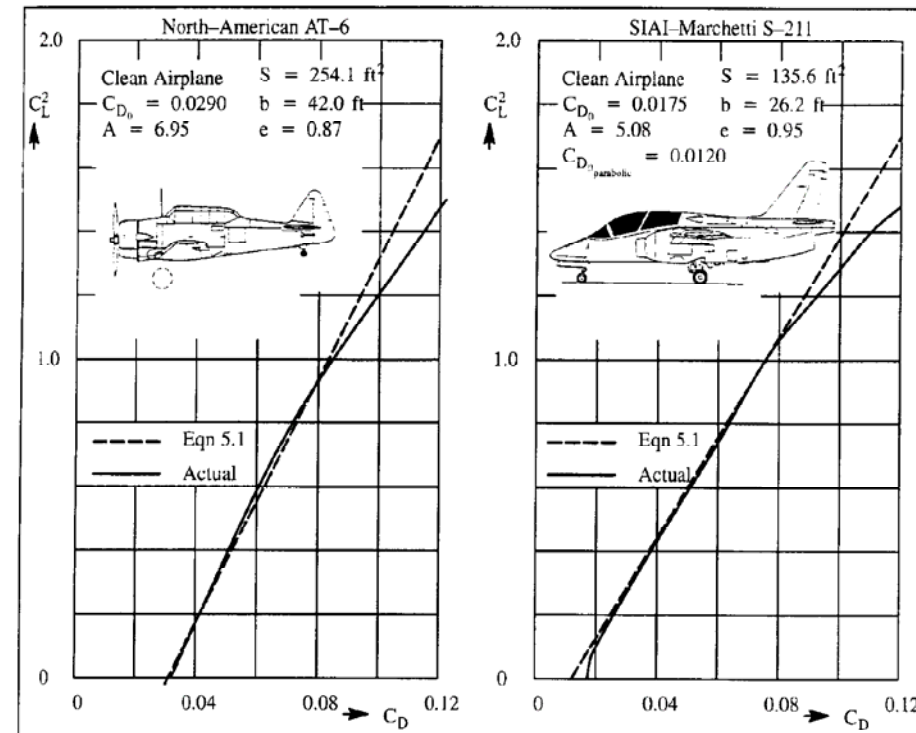


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Nei casi reali, la polare di resistenza misurata del velivolo (linea continua in figura) si discosta da quella parabolica (equazione $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$) agli assetti molto bassi e a quelli elevati (dove le separazioni viscose non seguono più leggi di tipo “parabolico con il coefficiente di portanza).

Agli usuali assetti di volo è comodo servirsi di una equazione che approssima bene la polare di resistenza del velivolo.





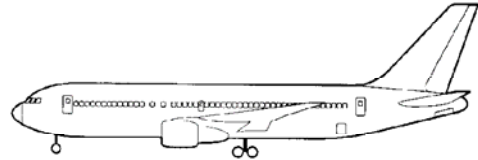
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Il valore di C_{D0} dipende dal Reynolds a cui opera il velivolo, dalla sua "aerodinamicità", dalla sua finitura superficiale (influisce sull'attrito). Il C_{D0} dei velivoli ha un valore compreso fra 0.015 (velivoli a getto che operano ad alto Reynolds ed hanno configurazione "aerodinamica" con poche escrescenze e 0.030 (valore tipico di velivoli leggeri con carrello fisso ed ala controventata). Il fattore di Oswald vale circa 0.80, in media.

Table 5.4 Summary of Drag Data for Various Airplanes

Type	Wing Area, S	Aspect Ratio	$\frac{S_{wet}}{S}$	Drag Polar	e	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} @ C_L$
	ft ²			$C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$		
C-150	160	7.0	?	$0.0327 + 0.0592C_L^2$	0.77	11.3 @ 0.74
C-172	174	7.5	3.7	$0.0281 + 0.0552C_L^2$	0.77	12.7 @ 0.71
C-180	174	7.5	?	$0.0246 + 0.0572C_L^2$	0.75	13.3 @ 0.66
C-182	174	7.5	4.0	$0.0293 + 0.0506C_L^2$	0.84	13.0 @ 0.75
C-185	174	7.5	?	$0.0207 + 0.0494C_L^2$	0.86	15.6 @ 0.65
C-310	175	7.3	4.6	$0.0263 + 0.0596C_L^2$	0.73	12.6 @ 0.66
Skyrocket	183	6.7	?	$0.0163 + 0.0579C_L^2$	0.82	16.3 @ 0.53
Saab 340	450	11.0	?	$0.0285 + 0.0362C_L^2$	0.80	15.6 @ 0.89
DC 9-30	1,001	6.8	6.5	$0.0211 + 0.0450C_L^2$	0.81	16.7 @ 0.50
B 707-320	3,050	7.1	5.0	$0.0131 + 0.0650C_L^2$	0.70	19.6 @ 0.45
A-340	3,908	9.5	?	$0.0165 + 0.0435C_L^2$	0.77	18.5 @ 0.60
B 767	3,050	8.0	?	$0.0135 + 0.0592C_L^2$	0.67	17.2 @ 0.50
C-17	3,800	7.2	?	$0.0175 + 0.0510C_L^2$	0.87	16.4 @ 0.55
Learjet M25	232	5.0	5.6	$0.0260 + 0.0078C_L^2$	0.82	10.9 @ 0.58
G-II	800	6.0	?	$0.0230 + 0.0057C_L^2$	0.93	14.0 @ 0.63



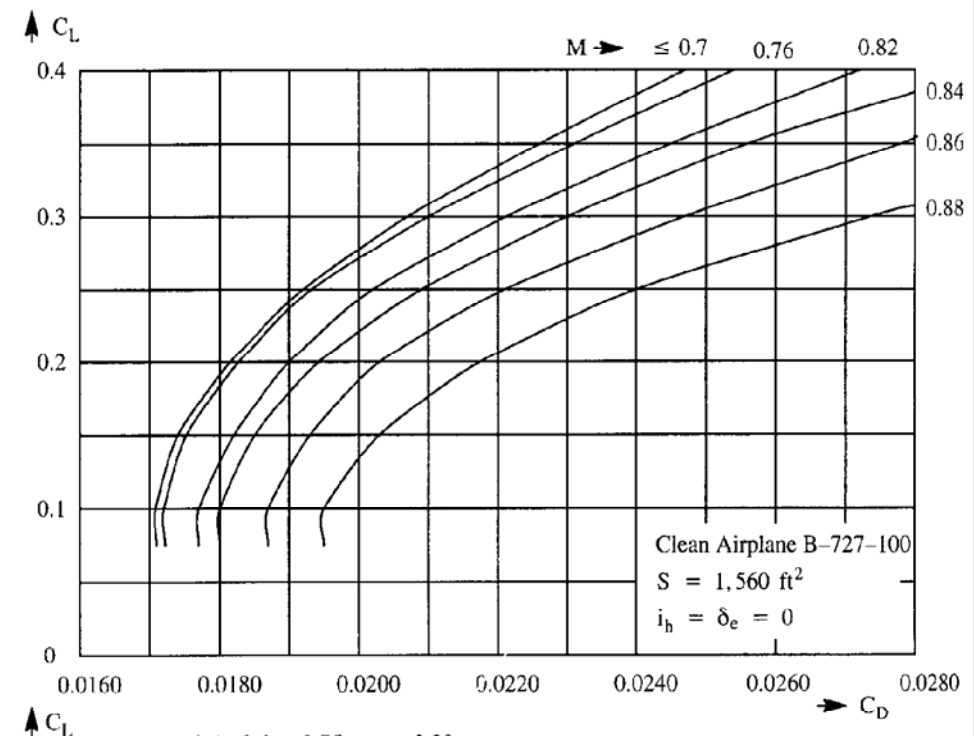


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Per I velivoli che operano in campo transonico (velivoli da trasporto a getto) bisogna considerare le polari ai vari valori del numero di Mach. Fino a Mach 0.6-0.7 la polare rimane invariata (non c'è resistenza d'onda aggiuntiva). Oltre Mach=0.7 bisogna introdurre l'aumento di resistenza dovuta agli effetti di comprimibilità.

**Polari di resistenza del velivolo
Boeing 727-100 per vari valori del
numero di Mach**





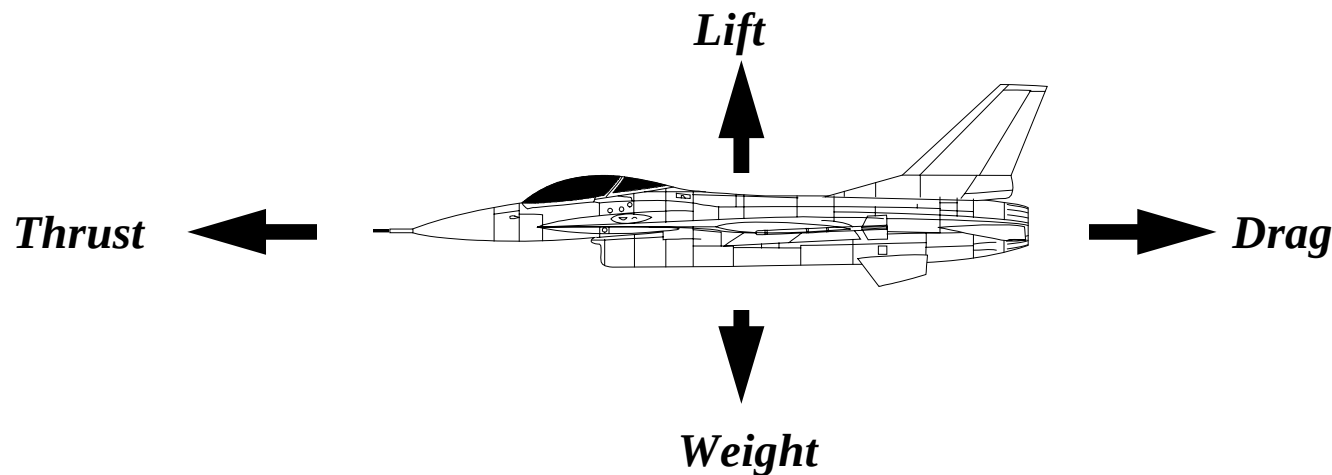
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

In volo orizzontale la spinta prodotta dall'impianto propulsivo deve eguagliare la resistenza aerodinamica del velivolo.

La portanza deve eguagliare il peso.

Per data quota di volo, all'aumentare della velocità di volo bisogna quindi ridurre l'angolo d'attacco (e quindi il coefficiente di portanza C_L) in modo tale che il prodotto della pressione dinamica (che dipende dal quadrato di V) per il C_L rimanga costante.





PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Se si espande l'equazione che definisce la resistenza:

$$D = C_D qS = C_{D0} qS + kC_L^2 qS$$

Poichè la portanza deve eguagliare il peso ($L=W$), possiamo sostituire al coefficiente di portanza:

$$C_L = \frac{W}{qS}$$

Con la pressione dinamica definita da:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

⇒ Si vede quindi che in volo livellato il coefficiente di portanza deve variare con l'inverso del quadrato della velocità di volo V



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Quindi la resistenza aerodinamica del velivolo sarà la somma di due contributi:

- La resistenza parassita, che varia con il quadrato della velocità di volo (o meglio con la pressione dinamica)*
- La resistenza dovuta alla portanza che varia con l'inverso del quadrato della velocità di volo.*

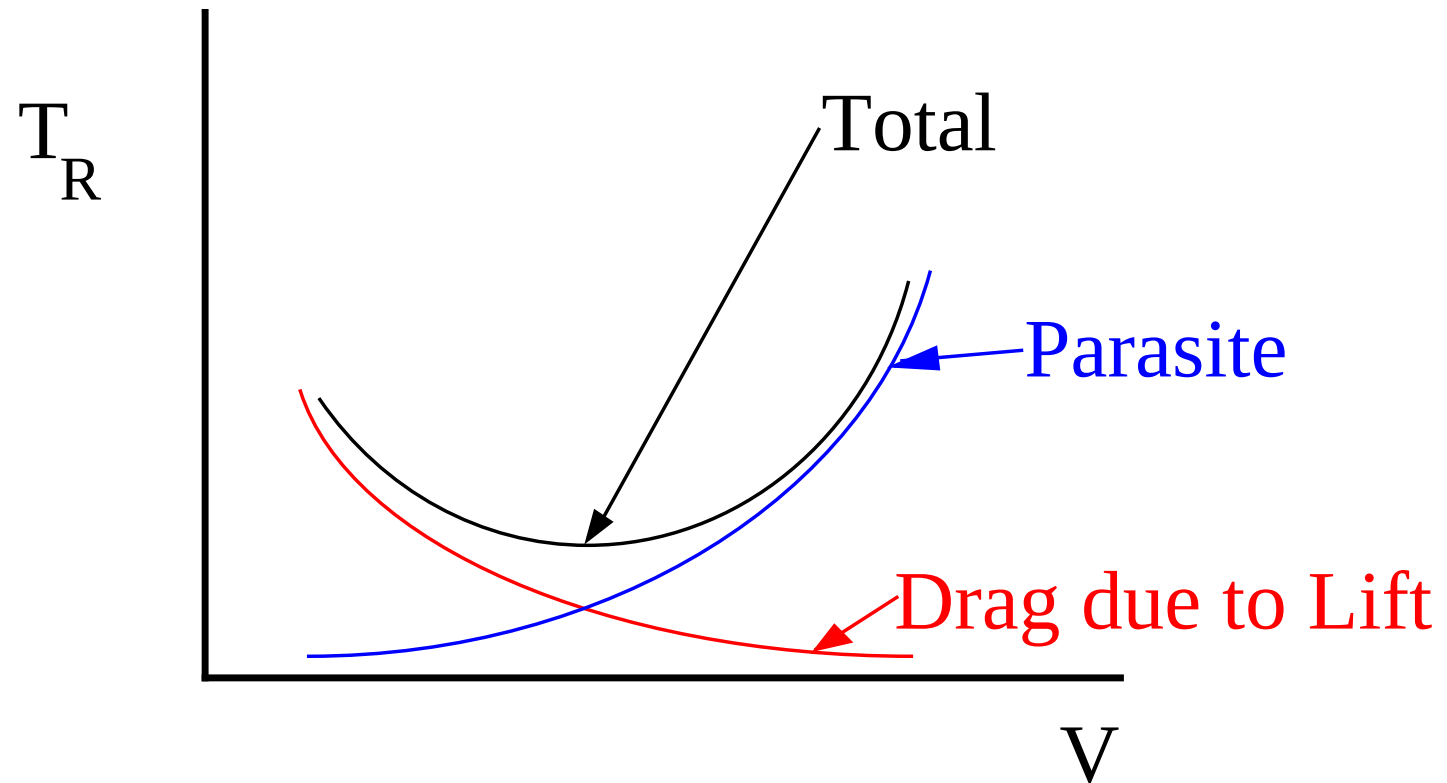
$$D = C_{D_0} qS + \frac{kW^2}{qS}$$



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

$$D = C_{D0} qS + \frac{kW^2}{qS}$$

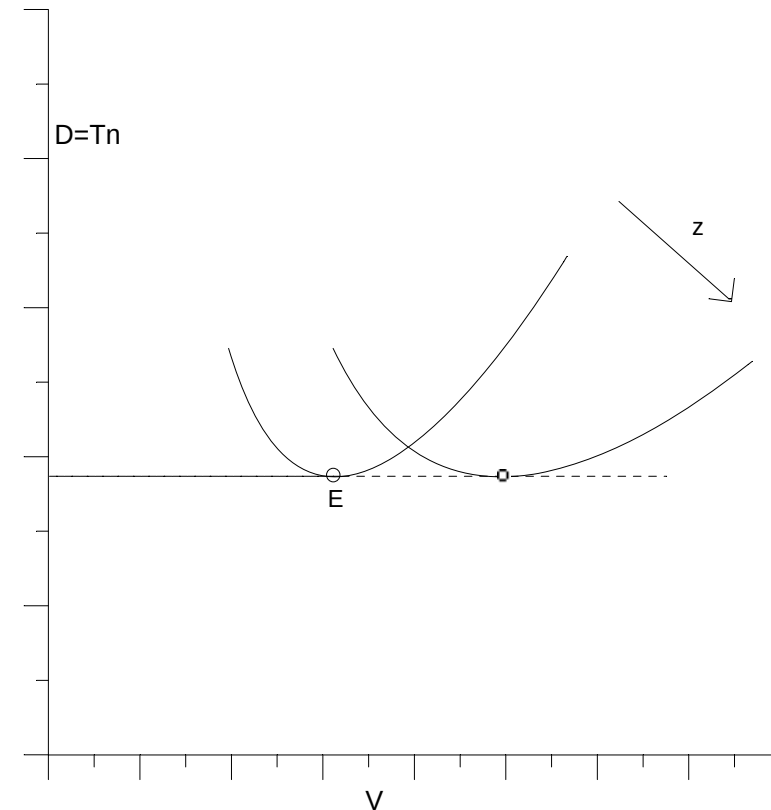
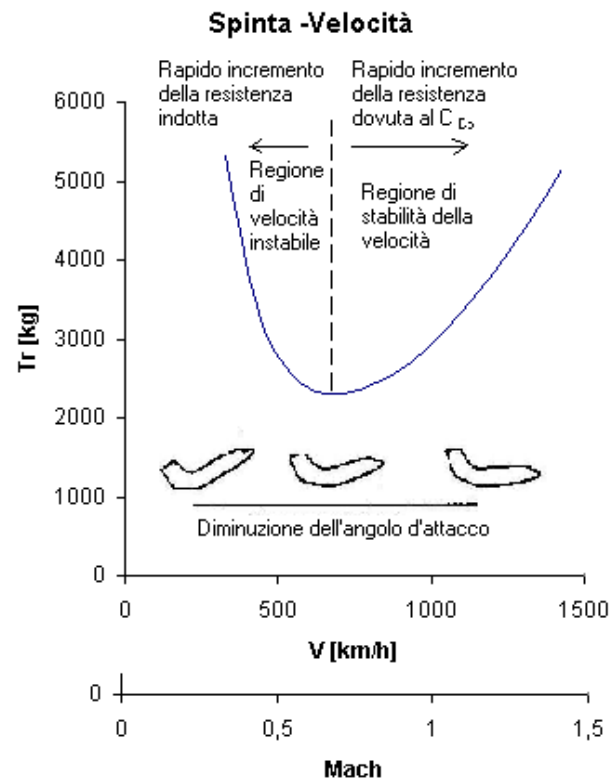




PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

In definitiva la resistenza aerodinamica ha una curva con un valore minimo.



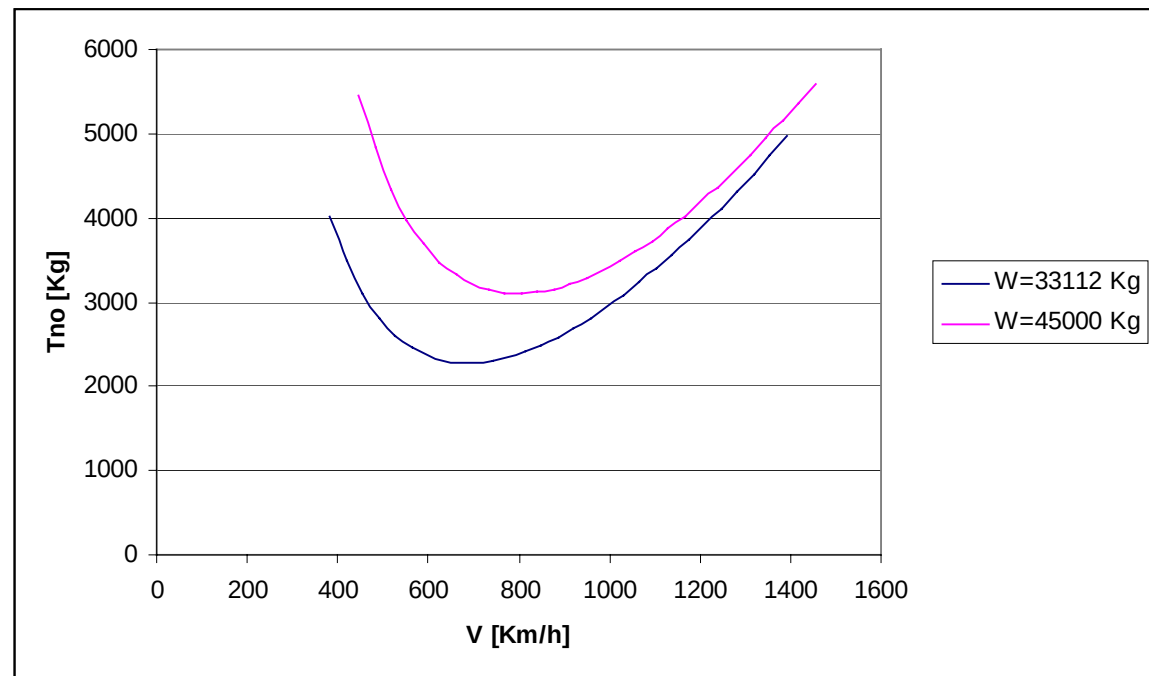
Effetto della quota



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Il peso del velivolo modifica solo la resistenza “indotta” poichè per generare più portanza aumenta la resistenza connessa ai vortici di estremità.



Effetto del peso del velivolo

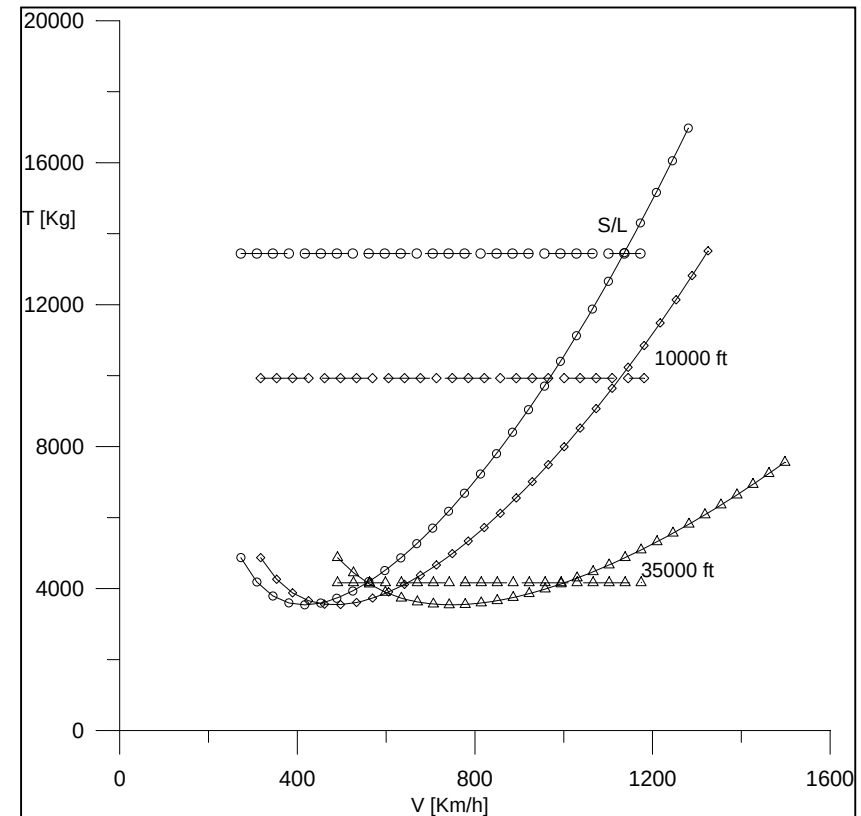


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Le prestazioni di volo vengono determinate dalla eguaglianza tra la spinta richiesta (pari alla resistenza aerodinamica) e quella disponibile ad una data quota ed ad una data velocità.

La spinta di un motore a getto, ad esempio, è pressochè costante con la velocità, ma si riduce con la quota (l'aria è meno densa).

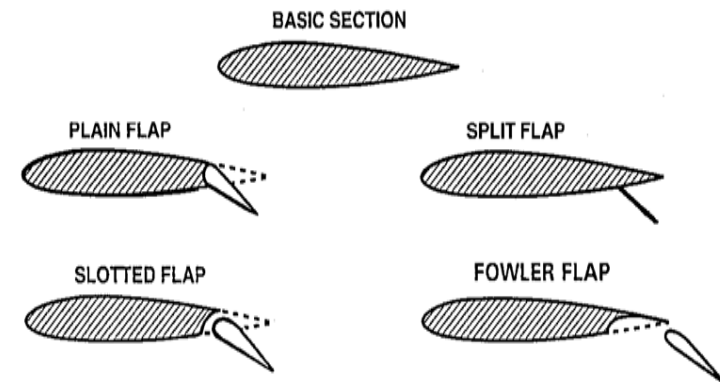
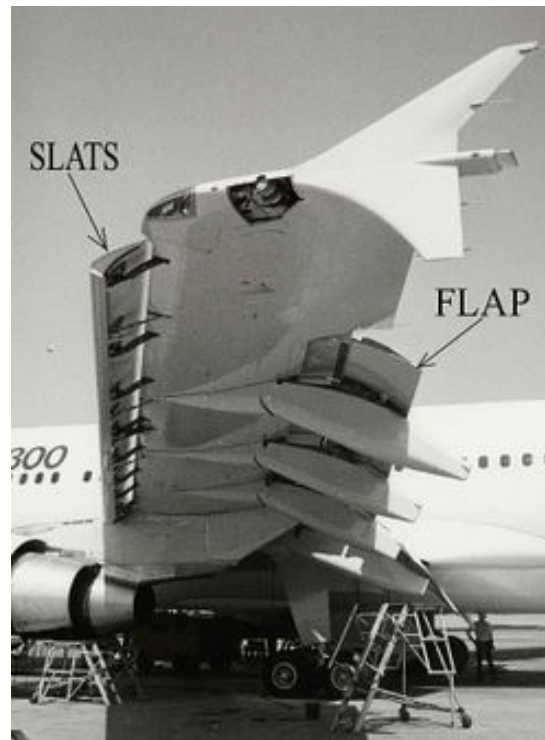


Curve di spinta necessaria e disponibile a varie quote di volo



SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

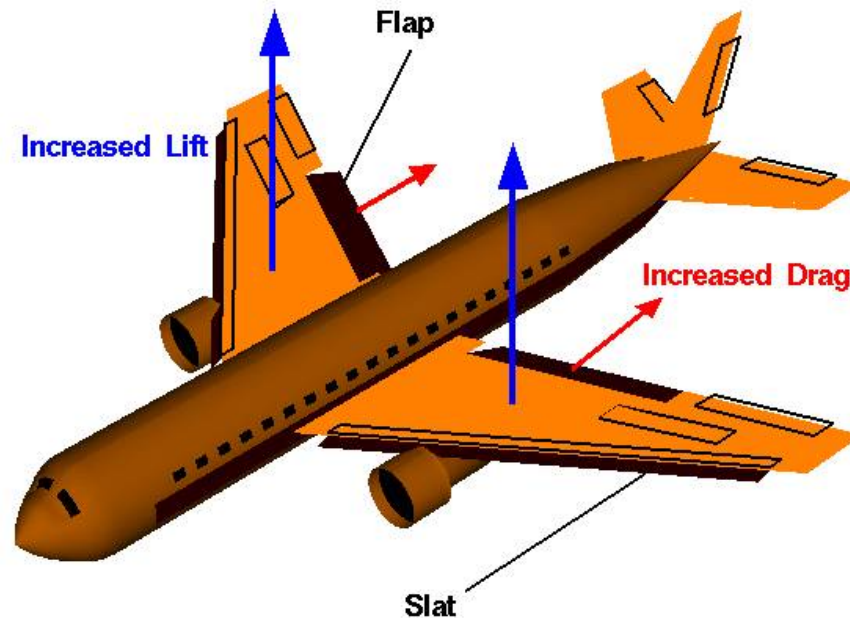
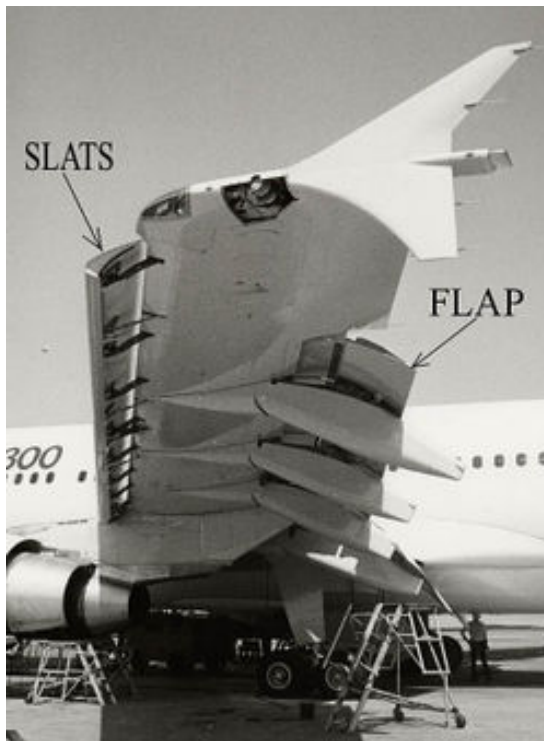
IPERSOSTENTATORI (FLAPS/SLATS)





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

- I profili a bassa curvatura sono buoni per le alte velocità
- Il velivolo deve però operare anche a bassa velocità, soprattutto in decollo e atterraggio
- I sistemi di ipersostentazione al bordo di uscita (flaps) e al bordo di attacco (slats) permettono di incrementare la capacità portante dell'ala e quindi il valore del $C_{L \max}$ del velivolo nelle fasi di decollo e atterraggio

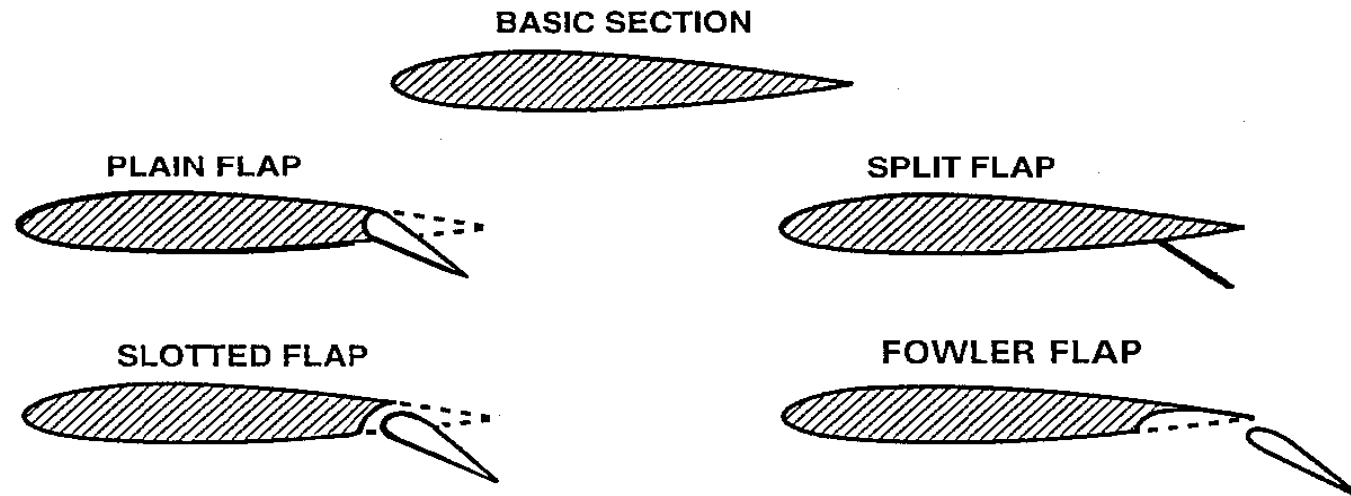




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

VARI TIPI DI FLAP:

- **Plain flap** : modifica la curvatura del profilo
- **Split flap** : come il plain, ma causa un forte aumento della resistenza di scia
- **Slotted flap** : rispetto al plain flap lo slot(fessura) permette un “soffiamento” che migliora la capacità portante riducendo la separazione del flusso
- **Fowler flap** : oltre agli effetti precedenti il fowler flap comporta anche un aumento della superficie alare (la corda aumenta nella zona flappata)

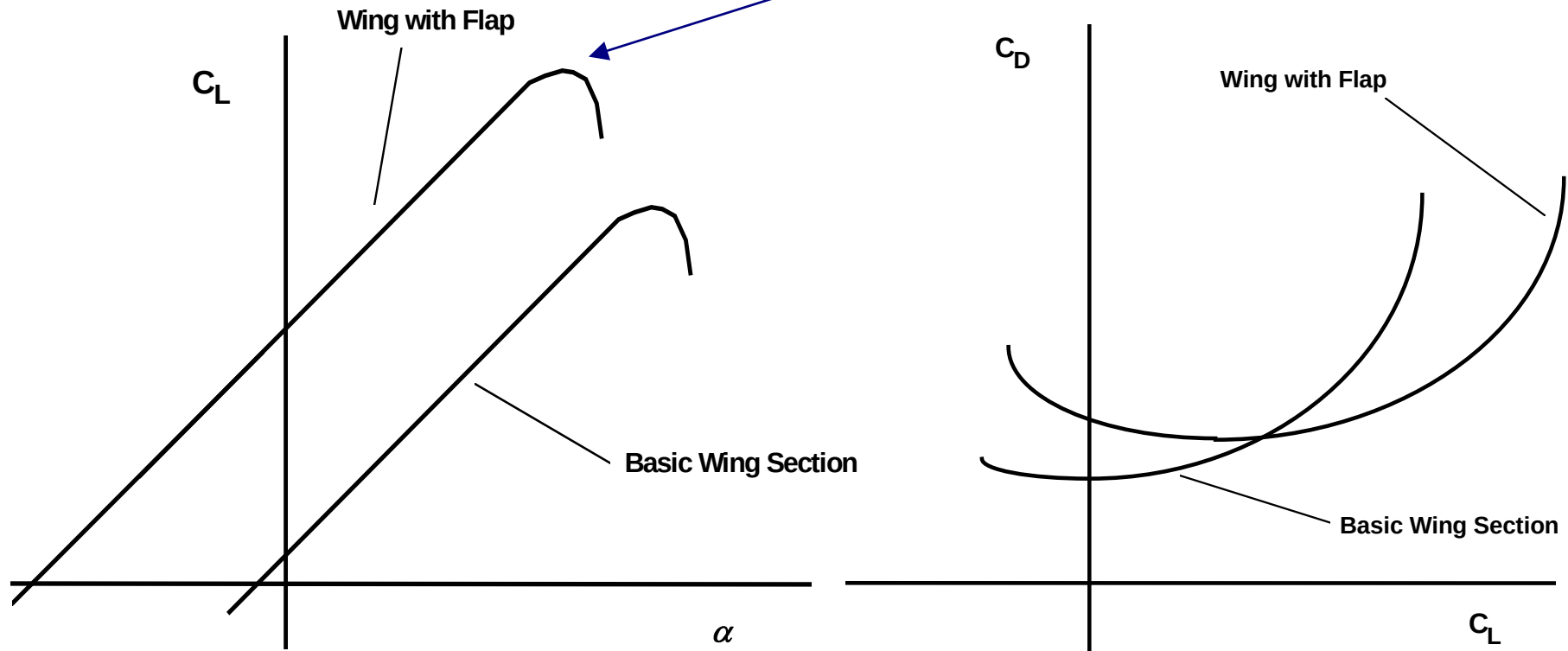




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Effetto su portanza e resistenza del flap

Nota: L'ala con flap raggiunge un C_{lmax} maggiore ma stalla ad angolo d'attacco minore





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO D'ATTACCO

Sistemi come il “leading edge flap” agiscono come il flap con l’aumento della curvatura del profilo.

Ma i sistemi di ipersostentazione al bordo d’attacco sono usualmente il fixed slot o lo slat. Tali sistemi agiscono sul controllo dello strato limite. Infatti introducono un “soffiamento” che ritarda la separazione sul dorso dell’ala agli alti angoli di attacco, comportando così un notevole incremento della portanza.

LEADING-EDGE FLAP

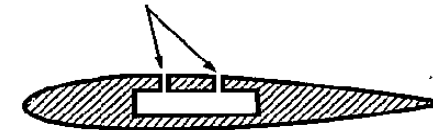


FIXED SLOT



SLAT

BOUNDARY LAYER CONTROL
BY UPPER SURFACE SUCTION



BOUNDARY LAYER CONTROL
BY TANGENTIAL BLOWING

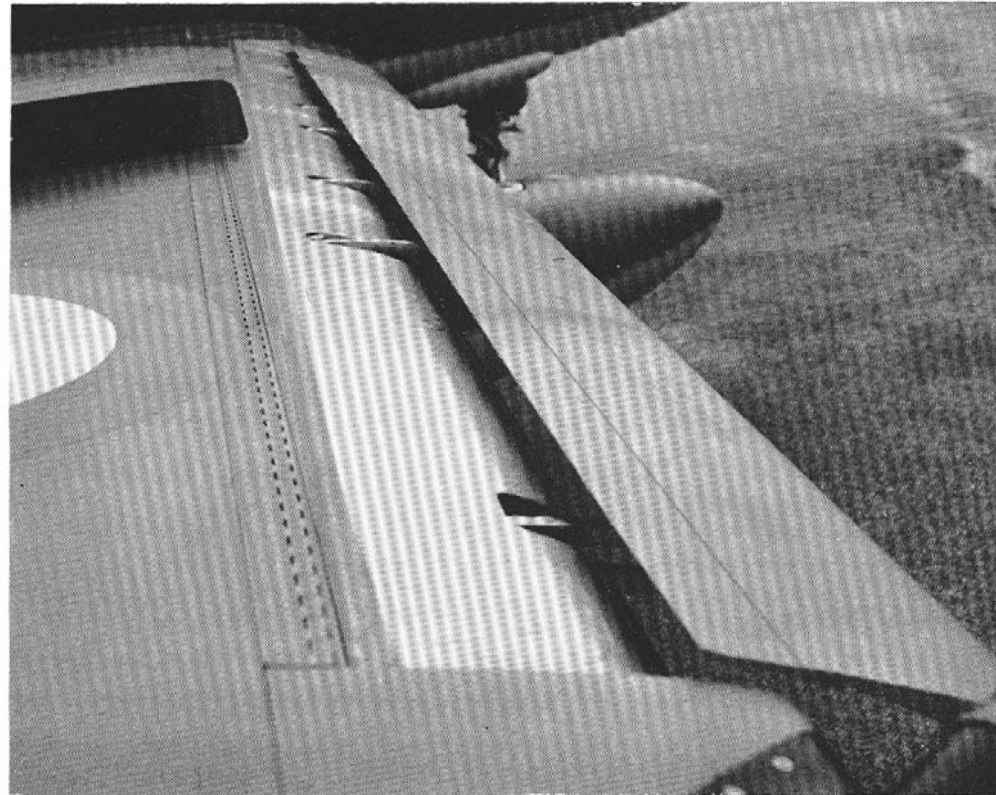
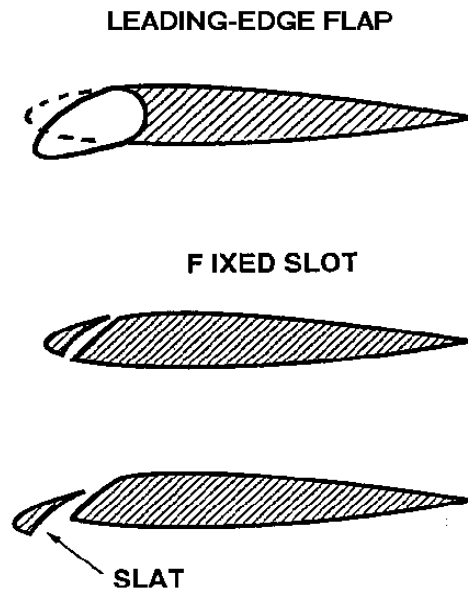




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO D'ATTACCO

LEADING EDGE SLAT

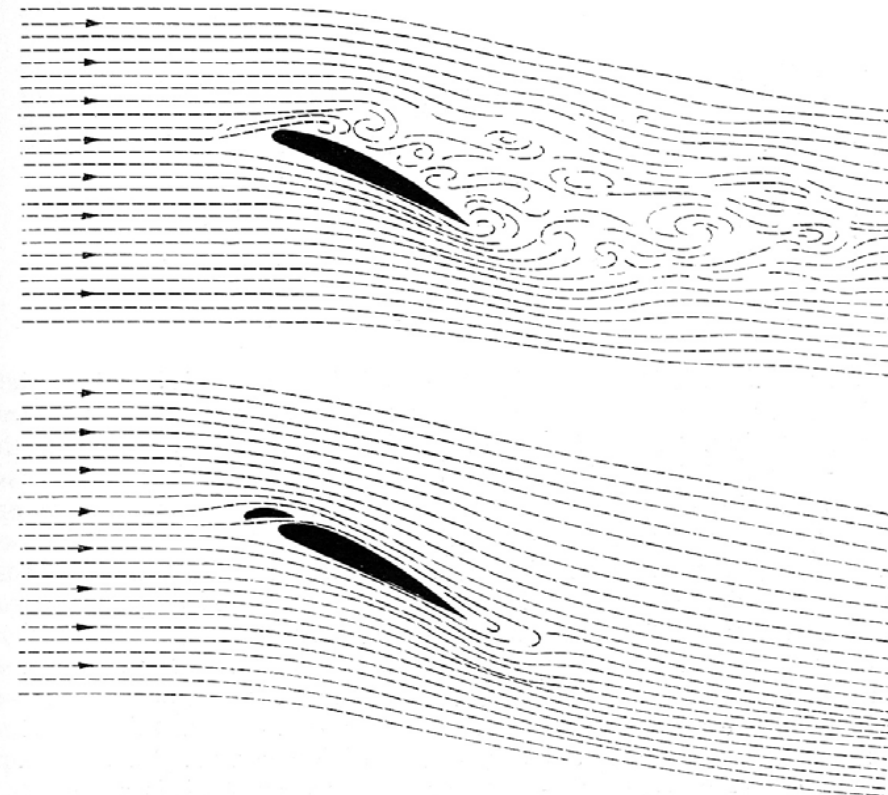
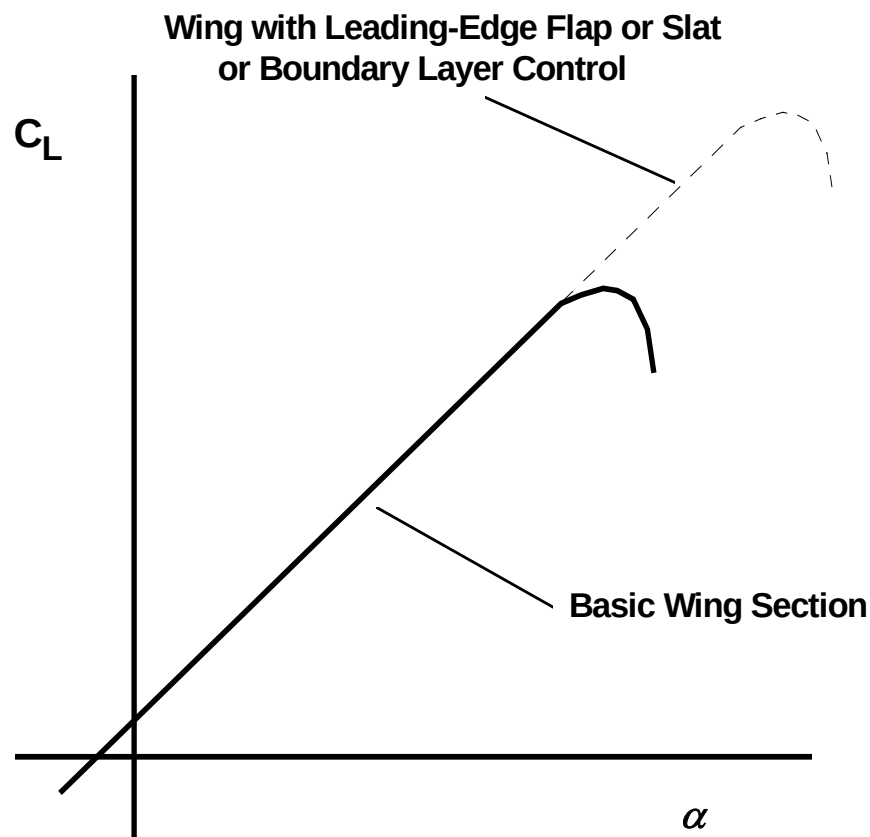




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

EFFETTO DI SLOT e SLAT SULLA PORTANZA

Tali sistemi agiscono sul controllo dello strato limite. Infatti introducono un “soffiamento” che energizza lo strato limite e ritarda la separazione sul dorso dell’ala agli alti angoli di attacco, comportando così un notevole incremento della portanza.





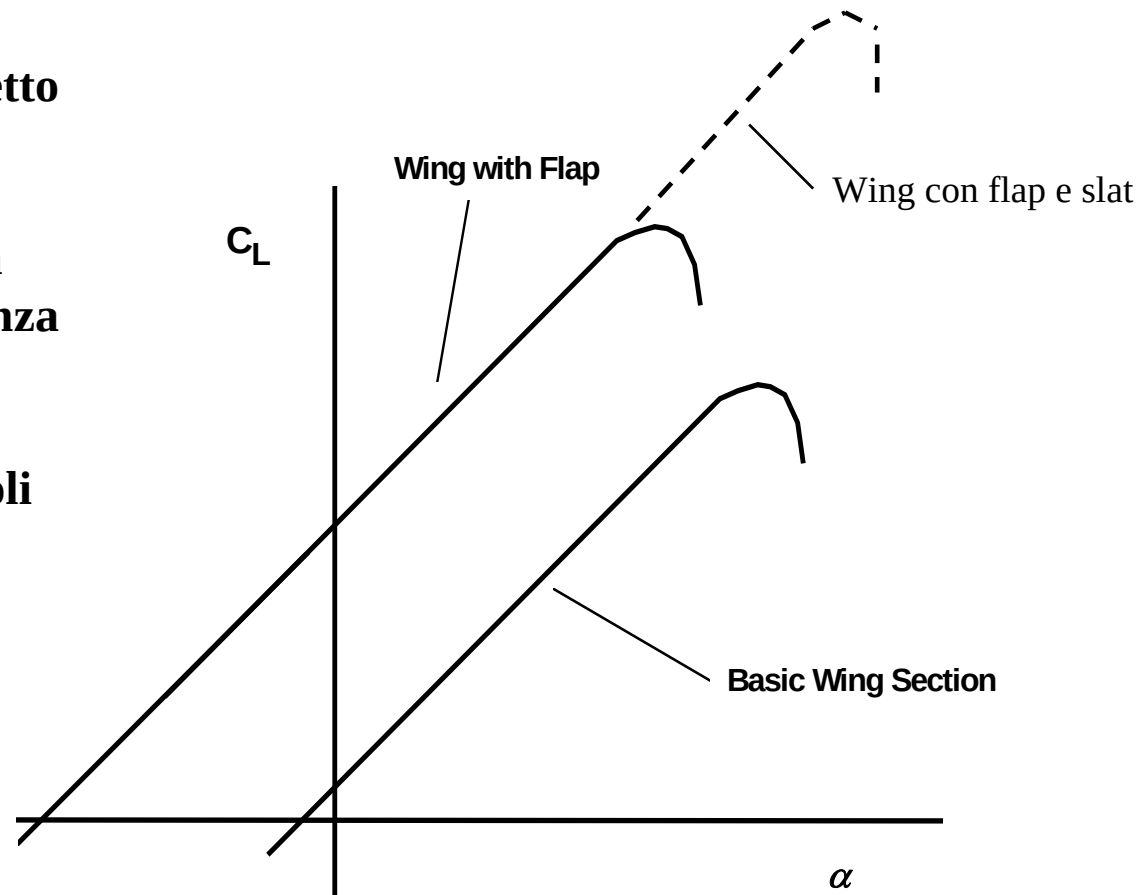
SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

EFFETTO COMBINATO DI FLAP E SLAT

Attraverso l'uso combinato di flap e slat si riesce a raggiungere un coefficiente di portanza massimo dell'ala pari a circa 4.0. Il CL_{max} dell'ala in condizioni di crociera è circa 1.5.

Si evidenzia il diverso effetto di flap e slat.

- Il flap al bordo d'uscita modifica la curvatura e fa traslare la curva di portanza verso l'alto.
- Lo slat ha l'effetto di ritardare lo stallo ad angoli d'attacco più alti.

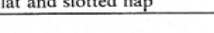
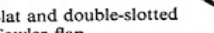




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Tabella vari tipi di sistemi di ipersostentazione

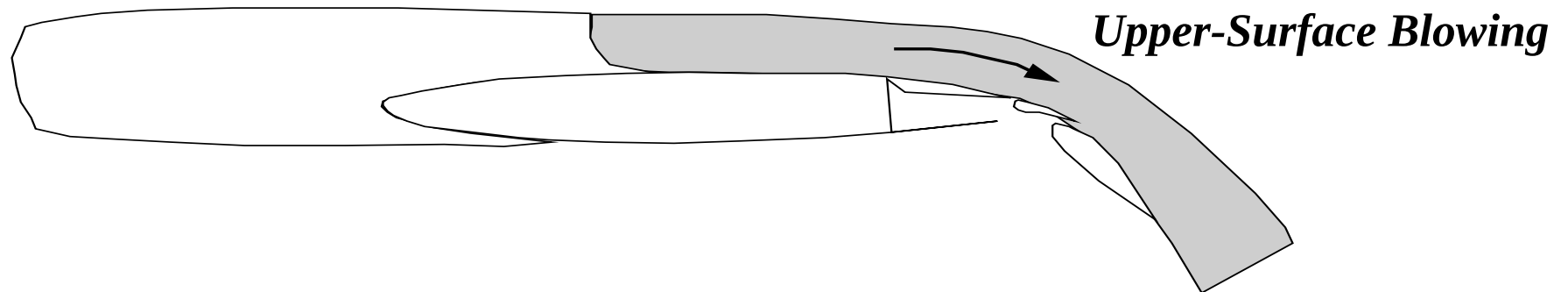
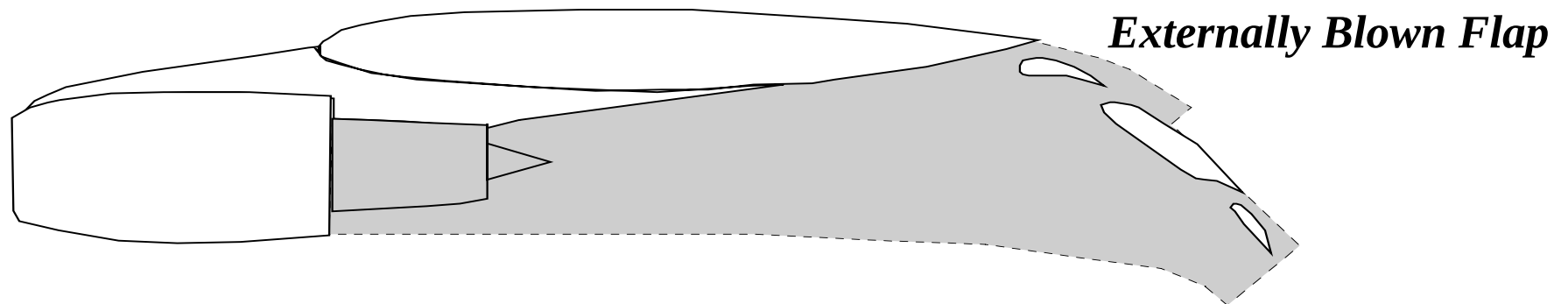
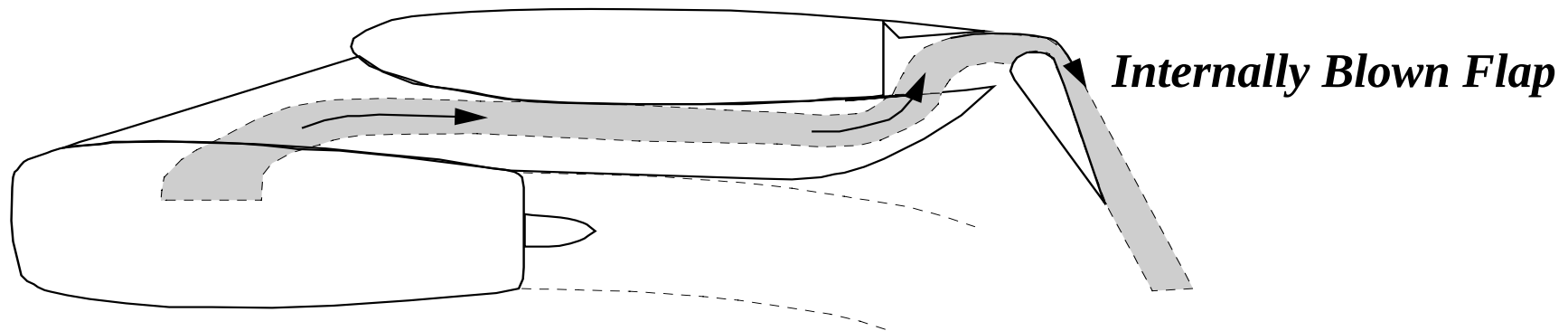
<i>High-lift devices</i>	<i>Increase of maximum lift</i>	<i>Angle of basic aerofoil at max. lift</i>	<i>Remarks</i>
 Basic aerofoil	—	15°	Effects of all high-lift devices depend on shape of basic aerofoil.
 Plain or camber flap	50%	12°	Increase camber. Much drag when fully lowered. Nose-down pitching moment.
 Split flap	60%	14°	Increase camber. Even more drag than plain flap. Nose-down pitching moment.
 Zap flap	90%	13°	Increase camber and wing area. Much drag. Nose-down pitching moment.
 Slotted flap	65%	16°	Control of boundary layer. Increase camber. Stalling delayed. Not so much drag.
 Double-slotted flap	70%	18°	Same as single-slotted flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Fowler flap	90%	15°	Increase camber and wing area. Best flaps for lift. Complicated mechanism. Nose-down pitching moment.

<i>High-lift devices</i>	<i>Increase of maximum lift</i>	<i>Angle of basic aerofoil at max. lift</i>	<i>Remarks</i>
 Double-slotted Fowler flap	100%	20°	Same as Fowler flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Krueger flap	50%	25°	Nose-flap hinging about leading edge. Reduces lift at small deflections. Nose-up pitching moment.
 Slotted wing	40%	20°	Controls boundary layer. Slight extra drag at high speeds.
 Fixed slat	50%	20°	Controls boundary layer. Extra drag at high speeds. Nose-up pitching moment.
 Movable slat	60%	22°	Controls boundary layer. Increases camber and area. Greater angles of attack. Nose-up pitching moment.
 Slat and slotted flap	75%	25°	More control of boundary layer. Increased camber and area. Pitching moment can be neutralized.
 Slat and double-slotted Fowler flap	120%	28°	Complicated mechanisms. The best combination for lift; treble slots may be used. Pitching moment can be neutralized.
 Blown flap	80%	16°	Effect depends very much on details of arrangement.
 Jet flap	60%	?	Depends even more on angle and velocity of jet.



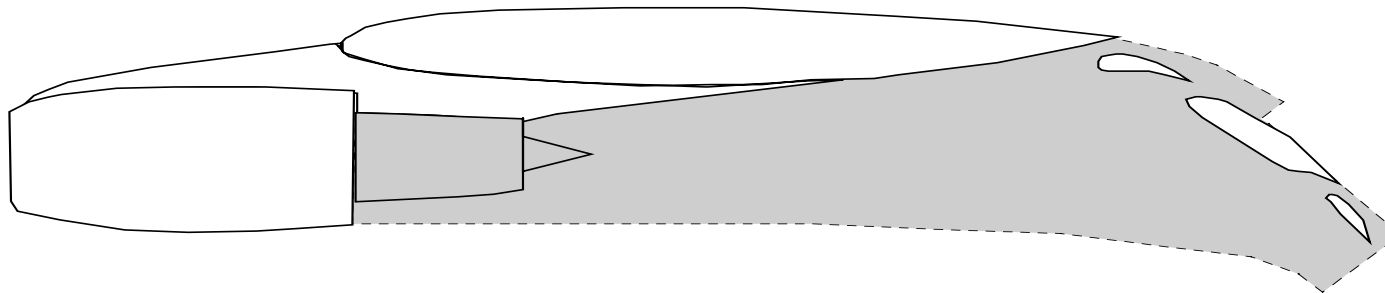
SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Uso del propulsore per incrementare la portanza





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE



Externally Blown Flap

